

FABRICACIÓN E INSTALACIÓN DE UNA TOMA AUXILIAR DE AIRE PARA EL  
CARENAJE DEL MOTOR DE LA AERONAVE T-90 CALIMA PARA OBTENER UN  
MEJOR RENDIMIENTO DEL SISTEMA DE REFRIGERACIÓN.

JOHNNY VENTURA AGUDELO ORTIZ



FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES

FACULTA DE INGENIERÍAS

INGENIERÍA AERONÁUTICA

BOGOTÁ D.C.

26/MARZO/2014

FABRICACIÓN E INSTALACIÓN DE UNA TOMA AUXILIAR DE AIRE PARA EL  
CARENAJE DEL MOTOR DE LA AERONAVE T-90 CALIMA PARA OBTENER UN  
MEJOR RENDIMIENTO DEL SISTEMA DE REFRIGERACIÓN.

JOHNNY VENTURA AGUDELO ORTIZ

Trabajo de grado para Optar el título de Ingeniero Aeronáutico

Director

JORGE IVÁN ANGULO ÁVILA

Ingeniero Aeronáutico



FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES

FACULTA DE INGENIERÍAS

INGENIERÍA AERONÁUTICA

BOGOTÁ D.C

26/MARZO/2014

## Nota de Aceptación

---

---

---

---

---

Presidente del jurado

---

Jurado

---

Jurado

Bogotá D.C., 26 de Marzo 2014

## Agradecimientos

En primer lugar quiero agradecer el señor Jesucristo por haberme acompañado a lo largo de mi carrera. Por ser mi fortaleza y mi guía en los momentos de debilidad, intranquilidad o dificultad y por brindarme la posibilidad de tener una vida llena de aprendizajes y experiencias enriquecedoras.

Le doy gracias a mi padre Buenaventura Agudelo Reyes y mi madre Marina Ortiz chaparro, por brindarme la oportunidad de tener una excelente educación y por los valores éticos y morales que me han inculcado a lo largo de esta misma para mi formación profesional y personal.

Agradezco la confianza, apoyo y la dedicación de tiempo de los profesores (as) de la Fundación Universitaria los libertadores, durante mi proceso de formación académica y profesional.

Le doy gracias a la Fuerza Aérea Colombiana, en especial a la C.T Sonia Rincón y al personal de la Fábrica de aviones T-90 Calima, por brindarme la oportunidad de realizar mis pasantías y proyecto de grado en tan prestigiosa y honorable institución de nuestras FF.MM.

Agradecimiento al T2 Jorge Iván Angulo Ávila, por permitirme participar en el proyecto de fabricación de la aeronave T-90 Calima y permitirme desarrollar mi proyecto de grado con fines aplicativos y experimentales en el proyecto T-90 Calima.

Agradecimientos al ingeniero Alfredo Ramírez por la colaboración brindada durante la realización de este proyecto de grado.

A mis amigos del colegio y de la universidad por apoyarme, confiar y creer en mí y haber hecho de mi etapa universitaria un trayecto de vivencias que nunca olvidaré.

“El verdadero progreso es el que pone la tecnología al alcance de todos”

*Henry Ford*

## CONTENIDO

	<b>Pág.</b>
INTRODUCCIÓN	18
1. DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA	19
2. JUSTIFICACIÓN.	21
3. OBJETIVOS.	22
3.1 OBJETIVO GENERAL.	22
3.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS.	22
4. ALCANCE Y LIMITACIONES.	23
4.1 ALCANCE.	23
4.2 LIMITACIONES.	23
5. MARCO REFERENCIAL.	24
5.1 MARCO INSTITUCIONAL.	24
5.2 MARCO HISTORICO.	25
5.3 MARCO CONCEPTUAL.	28
5.3.1 Motores alternativos para aviación.	28
5.3.1.1 Motores de cilindros horizontales y opuestos.	29
5.3.1.2 Componentes mecánicos del motor alternativo.	29
5.3.1.3 Ciclo térmico del motor de cuatro tiempos.	42
5.3.1.4 Carburación e inyección.	53
5.3.1.5 Sistema de encendido.	58
5.3.1.6 Sistema de lubricación y refrigeración en aeronaves con motor alternativo.	61
5.3.1.7 El radiador y su importancia en los sistemas de refrigeración.	68
5.3.1.8 Intercambiadores de calor y su importancia en el diseño de radiadores	73
5.3.1.9 Hélice.	76
5.4 DEFINICIONES CONCEPTUALES.	86
5.5 METODOLOGÍA UTILIZADA.	88
5.5.1 Variables	88
5.5.2 Tipo de Investigación.	88
5.5.3 Método de Observación.	88
5.5.4 Técnica de Ejecución del estudio	88
5.5.5 Método de Investigación Exploratoria.	89
5.5.6 Método Aplicado.	89
5.5.7 Fuentes de Información.	89
5.6 MARCO LEGAL.	90

6.	DETERMINACIÓN DE LAS CAUSAS QUE PRODUCEN EL INCREMENTO DE TEMPERATURA EXCESIVO EN EL ACEITE DE REFRIGERACIÓN Y LUBRICACIÓN DEL MOTOR DE LA AERONAVE.	96
7.	MARCO METODOLOGICO.	99
7.1	SOLUCIÓN PROPUESTA.	99
7.2	IMPLEMENTACIÓN DE LOS SOPORTES PARA EL CAMBIO DE POSICIÓN DEL RADIADOR.	101
7.2.1	Material usado en la fabricación de los soportes.	101
7.3.	CARACTERÍSTICAS FÍSICAS Y MECÁNICAS DEL PERNO AN3-5A, UTILIZADO PARA LA SUJECCIÓN DE LOS SOPORTES ESTRUCTURALES DEL RADIADOR	106
7.4	ANÁLISIS DE ESFUERZOS Y DEFORMACIONES A LOS SOPORTES PARA EL CAMBIO DE POSICIÓN DEL RADIADOR, TENIENDO EN CUENTA EL PESO Y BALANCE DEL AVIÓN.	107
7.5	SIMULACIÓN EN ANSYS DEL SOPORTE A CON P/N: CA-7250-0001, DEL SOPORTE B CON P/N: CA-7250-0002 Y EL PERNO AN3-5A.	117
7.6	IMPLEMENTACIÓN DE LA TOMA DE AIRE NACA.	123
7.7	CÁLCULOS PARA DETERMINAR LA CANTIDAD DE FLUJO MÁSSICO DE AIRE QUE ATRAVIESA LA HÉLICE DE LA AERONAVE Y SU VELOCIDAD FINAL AL ENTRAR EN LA TOMA DE AIRE NACA.	125
7.8	ANÁLISIS TÉRMICO DEL RADIADOR	134
7.9	SIMULACIÓN EN BLENDER PARA LA VISUALIZACIÓN DEL FLUJO DEL AIRE EN EL INTERIOR DEL COWLING.	144
7.10	CAMBIO EN EL PESO Y BALANCE	147
8.	ORDEN DE INGENIERÍA	149
9.	CONCLUSIONES	150
	BIBLIOGRAFÍA	151

## LISTA DE FIGURAS

		pág.
Figura 01.	Estado actual de las aeronaves T-90 Calima.	19
Figura 02.	Se muestra los elementos integrantes del conjunto pistón-biela.	36
Figura 03.	Se muestra el cigüeñal de motor de cilindros horizontales y opuestos (Izquierda). La ilustración de la derecha corresponde a cigüeñal para motor en estrella.	38
Figura 04.	Muestra los principales tipos de levas.	40
Figura 05.	Muestra gráficamente las fases que efectúa el embolo en el cilindro para convertir la anergia química en energía mecánica.	45
Figura 06.	Se muestra el ciclo teórico del motor de cuatro tiempos en el diagrama presión-volumen.	48
Figura 07.	Se muestra el ciclo teórico del motor de cuatro tiempos en el diagrama presión-volumen.	49
Figura 08.	Muestra el balance de las potencias útiles y perdidas en un motor de aviación de pequeña cilindrada.	52
Figura 09.	Muestra se muestra un carburador de flotador.	56
Figura 10.	Muestra el esquema de un sistema de inyección continental.	57
Figura 11.	Muestra el esquema del sistema de encendido doble como la disposición de salto de chispa en bujías de motor de cuatro cilindros horizontales y opuestos.	59
Figura 12.	Muestra los dos métodos de refrigeración con aire utilizados en aviación: Refrigeración por corriente libre y de Refrigeración por circulación forzada.	68
Figura 13.	Muestra los dos tipos de aletas utilizadas en los paneles de los radiadores para aumentar la superficie de contacto con el aire.	69
Figura 14.	Se puede observar un radiador transversal y uno vertical.	70
Figura 15.	Se puede observar la disposición de los tubos y las aletas en un radiador tubular.	71
Figura 16.	Se puede observar la disposición de los tubos hexagonales en un radiador de panal o de nido de abeja.	72
Figura 17.	Se puede observar un radiador de láminas de agua	73
Figura 18.	Se puede observar dos tipos de intercambiadores de calor de flujo cruzado y un intercambiador de calor de tubos y coraza.	75



Figura 19.	Se muestran las fuerzas aerodinámicas que aparecen durante el vuelo, los ángulos de ataque e incidencia de la hélice.	77
Figura 20.	Muestra la necesidad de torsionar la pala de la hélice. Para este fin existen cuatro cortes del 1 al 4 a través de la pala.	78
Figura 21.	Grado de eficiencia de la Hélice	80
Figura 22.	Se muestra internamente cómo se comporta el aire utilizado en un sistema de refrigeración por aire forzado.	97
Figura 23.	Se muestra la ubicación del radiador y los soportes A y B.	99
Figura 24.	Se puede observar la ubicación de la toma de aire NACA en el carenaje inferior de la aeronave T-90 Calima.	100
Figura 25.	Se puede observar las formas en las cuales se encuentra el aluminio en el mercado.	103
Figura 26.	Se muestra cada uno de los componentes con su correspondiente nombre y parte número.	107
Figura 27.	Muestra el soporte A con P/N: CA-7250-0001.	108
Figura 28.	Muestra el soporte B con P/N: CA-7250-0002.	109
Figura 29.	Grafica carga de rotura o resistencia a la tracción del aluminio 2024-T3.	115
Figura 30.	Grafica del límite elástico o tensión a la cual el material tiene una deformación plástica del 0,2 %.	115
Figura 31.	Grafica de alargamiento: Aumento de longitud (%) que tiene un material cuando se le somete a un esfuerzo de tracción antes de producirse su rotura.	116
Figura 32.	Dureza Brinell: Mide la penetración de una bola de acero en el material a estudiar.	116
Figura 33.	Se muestra la imagen de la simulación del esfuerzo normal en el del soporte A con P/N: CA-7250-0001 o difusor en ANSYS.	117
Figura 34.	Se muestra la imagen de la simulación de la tensión equivalente en el del soporte A con P/N: CA-7250-0001 o difusor en ANSYS.	118
Figura 35.	Se muestra la imagen de la simulación del esfuerzo Normal en el del soporte B con P/N: CA-7250-0002 en ANSYS.	119
Figura 36.	Se muestra la imagen de la simulación de la tensión equivalente en el del soporte B con P/N: CA-7250-0002 en ANSYS.	120
Figura 37.	Se muestra la imagen de la simulación del esfuerzo Normal en el AN3-5A en ANSYS.	121
Figura 38.	Se muestra la imagen de la simulación de la tensión equivalente en el AN3-5A en ANSYS.	122
Figura 39.	Se puede observar las dimensionales de la toma de aire NACA.	123

Figura 40.	Se puede observar la ubicación de la toma de aire NACA en el cowling o carenaje inferior de la aeronave T-90 Calima.	124
Figura 41.	Se puede observar la división de una blade de una hélice en 10 secciones.	126
Figura 42.	Se puede observar el área de instalación de la toma de aire NACA, con forma trapezoidal y cuyo conducto es directo hacia el radiador sin ningún tipo de obstáculo.	129
Figura 43.	Datos de indicación de la alta temperatura antes de instalar la toma de aire NACA.	142
Figura 44.	Datos de indicación de la temperatura después de instalar la toma de aire NACA.	143
Figura 45.	Muestra el comportamiento de la corriente de aire, cuando esta entra por la toma de aire tipo NACA y sale por las aberturas que se encuentran en el cowling inferior.	144
Figura 46.	Muestra el comportamiento de la corriente de aire cuando esta atraviesa la hélice y entra en la toma de aire tipo NACA.	145
Figura 47.	Se puede observar el aire cuando este pasa a través del área efectiva del radiador extrayendo el calor del lubricante y se observa que cuando el flujo de aire sale del interior del cowling al ambiente.	145
Figura 48.	Se puede observar el aire cuando este pasa a través del área efectiva del radiador extrayendo el calor del lubricante y se observa que cuando el flujo de aire sale del interior del cowling al ambiente.	146

## LISTA DE CUADROS

	<b>Pág.</b>
Tabla 01. Grupos de aleaciones de aluminio.	101
Tabla 02. Aleaciones de aluminio comunes y sus aplicaciones.	104
Tabla 03. Composición química de la aleación 2024 - T3	105
Tabla 04. Propiedades físicas de la aleación 2024 - T3	105
Tabla 05. Propiedades mecánicas de la aleación 2024 - T3	105
Tabla 06. Propiedades físicas y mecánicas del perno AN3-5A	106
Tabla 07. Se puede observar el incremento de la velocidad del aire al atravesar la hélice en diferentes rangos de velocidades de la aeronave.	131
Tabla 08. Se puede observar el flujo másico que atraviesa la hélice y el caudal de aire y gasto másico en la entra de aire NACA.	131
Tabla 09. Muestra el cálculo del peso y balance de la aeronave T-90 Calima.	145

## LISTA DE ANEXOS

**Pág.**

La orden de ingeniería y planos se encuentran en el compact disc (CD).

## GLOSARIO

**AERODINÁMICA:** Es la rama de la mecánica de fluidos, que estudia la dinámica de los gases y las fuerzas a la que están sometidos los cuerpos sólidos cuando existe un movimiento relativo entre éstos y el fluido gaseoso en el medio ambiente en el que se encuentran.

**AERONAVE:** Toda máquina o vehículo que puede desplazarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra.

**ALA:** Cada una de las partes estructurales que a ambos lados del fuselaje del avión sirven para sustentar el aparato durante el vuelo.

**ALEACIÓN:** Material de características y propiedades parecidas a las de un metal, formado por la fusión, combinación o mezcla homogénea de dos o más elementos químicos, de los cuales al menos uno es un metal.

**AGUA:** Líquido incoloro, inodoro e insípido, compuesto por dos volúmenes de hidrógeno y uno de oxígeno ( $H_2O$ ).

**AIRE:** Mezcla de gases que constituyen la atmósfera, el cual es considerado un fluido incoloro, inodoro, constituido por nitrógeno en un 78%, oxígeno en un 21%, argón en un 0,93%, anhídrido carbónico en un (0,03%) y vapor de agua.

**ANGULO:** Región del plano comprendida entre dos líneas que parten de un mismo punto.

**ARANDELA:** Disco metálico con un agujero en medio usado en las máquinas para evitar el roce entre dos piezas.

**ARISTA:** Es la intersección de dos caras de un poliedro.

**ATMÓSFERA:** Es la capa que está formada por un gas o varios gases que rodean a un cuerpo celeste y son atraídos por la gravedad del cuerpo, y se mantienen en él si la gravedad es suficiente y la temperatura de la atmósfera es baja.

**BANCADA DE MOTOR:** Es la estructura encargada de la conexión del motor con la estructura de la aeronave, también se utiliza para distribuir el peso del motor disminuyendo los efectos de la tracción, torque y vibraciones.

**BATERÍA:** Conjunto de dos o más elementos eléctricos, por lo general pilas o acumuladores, acoplados con el fin de multiplicar sus efectos.

**BLADE:** Se refiere a las palas que conforman la hélice.

**BUJE:** pieza cilíndrica de hierro o cobre encajada en algún órgano de una máquina para que disminuya el rozamiento con los ejes.

**BUJÍA:** Dispositivo mediante el cual salta la chispa que inflama la mezcla en los motores de combustión interna.

**CALCIO:** Elemento químico de símbolo. CA., n. a. 20 y p. a. 40,08. Es un metal alcalinotérreo, blanco y muy blando. Su sulfato presenta las formas de yeso, alabastro y anhidrita, y su carbonato, las amorfas de piedra caliza, coral, perlas, cascara de huevo etc., y las cristalizadas de mármol, espato de Islandia, aragonito, etc.

**CALDERA:** Recipiente cerrado que transforma un líquido en vapor a determinada presión y temperatura, mediante la aplicación de un foco calorífico.

**CALEFACCIÓN:** Conjunto de aparatos destinados al acondicionamiento de la temperatura de un edificio o parte de él.

**CALENTADOR:** Dispositivo termodinámico que utiliza energía para elevar la temperatura del agua o un líquido.

**CAUDAL:** Es la cantidad de fluido que pasa en una unidad de tiempo.

**CHAPA:** Es una hoja o lámina delgada de metal, madera u otra materia que tiene un determinado espesor y se utiliza para las construcciones mecánicas tales como Maquinaria, carrocerías de automóviles, estructuras aeronáuticas o navales.

**CENIZA:** polvo de color gris claro que queda después de la combustión del combustible en el motor de la aeronave.

**CENTRO DE GRAVEDAD:** Es el punto de aplicación de la resultante de todas las fuerzas de gravedad que actúan sobre un cuerpo.

**COMBUSTIBLE:** Sustancia que al combinarse con el oxígeno u otro oxidante, arde fácilmente, dando lugar a una combustión. Los combustibles pueden ser sólidos (carbón, leña), líquidos (petróleo, gasolina) y gaseosos (butano).

**COMBUSTIÓN:** Se denomina combustión al proceso donde ocurre una reacción química de oxidación, en el que se combinan dos sustancias químicas generalmente un combustible como la gasolina o el queroseno y un carburante como el oxígeno, de esta combinación se desprende una gran cantidad de energía, en forma de calor y luz, manifestándose visualmente como fuego.

**CORROSIÓN:** Es el ataque superficial que sufre un metal por los agentes atmosféricos.

**DILUCIÓN:** Es la reducción de la concentración de una sustancia química en una disolución.

**ELECTRICIDAD:** Una de las formas de la energía, debida al movimiento de electrones.

**EMPUJE:** Acción propulsora debida a una variación de la cantidad de movimiento

**FLEXION:** Deformación transversal producida en un cuerpo elástico al ser sometido a una fuerza capaz de superar su resistencia.

**FLUIDO:** Dícese de los cuerpos cuyas moléculas tienen una débil fuerza de unión, de modo que pueden deslizarse unas sobre otras (líquidos), o desplazarse libremente (gases), adoptando la forma del recipiente o espacio que ocupa.

**FUNDICIÓN:** Conjunto de operaciones ligadas a la técnica de licuación de ciertos metales y de su colada en moldes adecuados para obtener determinadas piezas.

**FILTRO:** Aparato a través del cual se hace pasar un líquido del cual se extraen partículas contaminantes presentes en este mismo.

**HÉLICE:** Mecanismo constituido por un número variable de aspas o palas que, al girar alrededor de un eje, producen una fuerza propulsora.

**INERCIA:** Propiedad de la materia por la cual tiende a permanecer en su estado de reposo o de movimiento uniforme.

**INYECTOR:** Es el mecanismo capaz de introducir a una presión determinada combustible en una masa de aire, de modo que se forme una mezcla capaz de ser quemada en la cámara de combustión de un motor.

**MECANIZADO:** Es un proceso de fabricación que comprende un conjunto de operaciones de conformación de piezas mediante la eliminación de material, ya sea por arranque de viruta, corte o por abrasión.

**MOVIMIENTO:** Cambio de posición de posición de un cuerpo respecto a otro.

**PERNO:** Pieza metálica, larga, cilíndrica, con cabeza redonda por un extremo y que por el otro se asegura con una arandela o una tuerca, o bien por un remache que se usan para afirmar piezas de gran volumen.

**PESO:** Fuerza de atracción gravitatoria ejercida por un astro sobre un cuerpo.

**PRESIÓN:** Fuerza que ejerce un cuerpo sobre cada unidad de superficie.

**RECUBRIMIENTO:** Es un material que es depositado sobre la superficie de un objeto, para mejorar algunas propiedades o cualidades de la superficie, tales como aspecto, adhesión, características de mojado, resistencia a la corrosión, resistencia al desgaste, y resistencia a las rayaduras entre muchas otras.

**RESONANCIA:** Fenómeno propio de los sistemas oscilante sometidos a la acción de una fuerza exterior periódica.

**RESORTE:** Pieza elástica o de metal, sobre la que se aplica una presión y que es capaz de ejercer una fuerza y de recuperar su forma inicial cuando esta presión desaparece.

**RIGIDÉZ:** Relación entre la carga soportada y la deformación producida en un elemento o conjunto estructural.

**SPINNER:** Cono de la hélice cuyos objetivos es disminuir la resistencia aerodinámica y dirigir el aire hacia los conductos de refrigeración.

**SOLDADURA:** Unión de dos piezas, láminas o dos superficies de un objeto, generalmente de metal, mediante calor y una sustancia igual o semejante a las que se pretende unir.

**SÚPER ALEACIÓN:** Es una aleación que exhibe una excelente resistencia mecánica y a la fluencia, resistencia a altas temperaturas, estabilidad y una gran resistencia a la corrosión y la oxidación.

**TACOMETRO:** Es un dispositivo que mide la velocidad de giro de un eje de un motor. Se mide en revoluciones por minuto (RPM).



**TAQUÉ:** Es un vástago de metal que va situado entre las válvulas y el árbol de levas en un motor de combustión interna.

**TEMPERATURA:** Variable termodinámica que determina el estado térmico de los cuerpos.

**TERMODINÁMICA:** Ciencia que estudia las relaciones entre la energía y los cambios físico de origen térmico.

**TORSIÓN:** Es la carga que tiende a torcer un miembro estructural.

**TUERCA:** Pieza con un agujero fileteado en espiral que puede ajustarse exactamente a la rosca de un esparrago o de un tornillo.

**VIBRACIÓN:** Es la propagación de ondas elásticas produciendo deformaciones y tensiones sobre un medio continuo.

**VISCOSIDAD:** La viscosidad es la oposición de un fluido a las deformaciones tangenciales.

## RESUMEN

La presente tesis propone una solución al incremento repetitivo de la temperatura del aceite utilizado para la refrigeración y lubricación del motor y sus componentes, durante las diferentes fases de vuelo registradas por el “Flight Data Recorder” y por los reportes de vuelo por parte de los pilotos.

La información obtenida por estas dos fuentes indican que durante los ascensos, maniobras a bajas velocidades y alto ángulo de ataque, incluyendo tráficos para aterrizajes y despegues, la indicación de temperatura está en arco rojo ( + 235 ° F / + 113 ° C ), de acuerdo a los reportes en vuelo crucero da indicación en arco verde ( Max. 180 ° F / Max. 82.22 °C ), pero esta indicación es muy cercana arco amarillo ( +181 ° F/ + 83 °C - 235 °F/ 113 °C ), en tierra después de 25 minutos de operación la indicación de temperatura está en arco rojo ( + 235 ° F / + 113 ° C ).

Como un primer paso se realizó un análisis de la posición del radiador y de los componentes del sistema de refrigeración (tomas de aire, mangueras y sensores) identificando que las principales causas del incremento de la temperatura eran la posición del radiador detrás de los cilindros del motor y la falta de una corriente de aire limpia de residuos térmicos.

La solución propuesta en este proyecto de grado contempla la fabricación de una serie de tres soportes para el cambio de posición del radiador y la implementación de una toma de aire tipo NACA en el carenaje inferior de la aeronave T-90 Calima que tiene como objetivo el refrigeramiento del radiador y la optimización del sistema de refrigeración de la aeronave, logrando así la disipación del calor residual resultante de la combustión producida en el interior del motor, evitando el sobrecalentamiento excesivo de este mismo y del aceite lubricante. Consiguiendo así una operación segura de la aeronave durante las fases de despegue, vuelo y aterrizaje.

Términos o palabras claves

- Sistema de refrigeración
- Motor
- Radiador
- Lubricante
- Toma de aire
- Carenaje

## INTRODUCCIÓN

En el cumplimiento de los objetivos de construcción, producción, generación de programas de mantenimiento y obtención de la certificación de aeronavegabilidad del nuevo avión de entrenamiento primario T-90 Calima para la Escuela Militar de Aviación "Marco Fidel Suárez" (EMAVI) de la Fuerza Aérea Colombiana. El presente proyecto de grado tiene como fin que La Corporación de la Industria Aeronáutica Colombiana S.A. (CIAC) y en particular el Comando Aéreo de Mantenimiento (CAMAN) de la Fuerza Aérea Colombiana, donde se lleva acabo el desarrollo de este programa, puedan contar con la solución para la problemática de la alta temperatura que se está presentando en el radiador y en el aceite encargado de lubricar y refrigerar el motor de la aeronave.

El T-90 Calima es una aeronave de entrenamiento primario que se está construyendo en su totalidad en materiales compuestos como fibra de vidrio y fibra de carbono, la cual cuenta con un motor Lycoming IO-390-A1A6 de cilindros horizontalmente y opuestos, durante los primeros vuelos de prueba para obtener su certificación de aeronavegabilidad , los instrumentos de indicación de temperatura de aceite y de motor han mostrado indicaciones de temperatura alta, lo cual pone en riesgo la operación de la aeronave y a futuro el daño en componentes vitales del motor.

La solución propuesta en este proyecto de grado contempla la construcción de tres soportes para el cambio de posición del radiador y la fabricación de una toma de aire tipo NACA que conduzca este fluido directamente hacia el radiador, logrando una refrigeración eficiente de este mismo.

## 1. DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA

**Figura 01. Estado actual de las aeronaves T-90 Calima.**



Fuente. Fuerza Aérea Colombiana

Durante los vuelos de prueba y aceptación realizados por La Corporación de la Industria Aeronáutica Colombiana (CIAC), y la Fuerza Aérea Colombiana (FAC) a los aviones T-90 Calima, para la obtención de la certificación de aeronavegabilidad, se ha presentado la anotación repetitiva de un incremento de la alta temperatura del aceite del motor durante las diferentes fases del vuelo, asumiendo que el sistema de refrigeración es ineficiente, en los ascensos, maniobras a bajas velocidades y alto ángulo de ataque, incluyendo tráficos para aterrizajes y despegues, la indicación de temperatura está en arco rojo ( + 235 ° F / + 113 ° C ), de acuerdo a los reportes en vuelo crucero da indicación en arco verde ( Max. 180 ° F / Max. 82.22 ° C ), pero esta indicación es muy cercana arco amarillo ( +181 ° F/ + 83 ° C - 235 °F/ 113 ° C ), en tierra después de 25 minutos de operación la indicación de temperatura está en arco rojo ( + 235 ° F / + 113 ° C ). Estos datos fueron registrados por el “Flight Data Recorder” y obtenidos por los reportes de vuelo por parte de los pilotos.

Como primera opción se modificó la posición del radiador logrando con esto mejorar la temperatura del aceite manteniendo la mayor parte del vuelo la indicación en arco verde (212 °F) durante ascensos de 1500 ft a 10500 ft con velocidad constante de 90 kts la temperatura indicó hasta (228 ° F), pero no fueron resultados totalmente satisfactorios teniendo en cuenta que la temperatura indicó en arco rojo.

Motivo por el cual se procedió a realizar el análisis necesario para determinar de qué manera se puede mejorar el sistema de refrigeración en la parte del motor, teniendo en cuenta que esto es determinante para hacer eficiente el sistema.

Así la formulación del problema de investigación en este proyecto de grado es la siguiente:

¿Cuáles son las causas que generan la problemática de la alta temperatura en el aceite lubricante en las aeronaves T-90 Calima y determinar una propuesta de ingeniería que dé solución definitiva a esta misma?

Entonces el presente trabajo pretende responder y aportar una solución a la problemática presentada por los incrementos de la temperatura en el aceite utilizado para la refrigeración y lubricación de los componentes del motor.

## **2. JUSTIFICACIÓN**

La Corporación de la Industria Aeronáutica Colombiana (CIAC) y el Comando Aéreo de Mantenimiento (CAMAN) están fabricando el avión T-90 CALIMA como aeronaves de instrucción primaria para la Escuela Militar de Aviación Marco Fidel Suárez con el propósito de reemplazar la flota de Aviones T-34 Mentor ya que dichas aeronaves están cumpliendo con su tiempo de vida operacional. Durante el desarrollo del proyecto y después de vuelos de pruebas de las primeras aeronaves se está completando la fase de mejoras y modificaciones con el fin de garantizar que las aeronaves T-90 Calima puedan cumplir con su misión de instrucción primaria de manera segura. Durante el desarrollo de los vuelos de prueba el avión presento indicaciones altas en la temperatura del aceite, para ello se modificó la posición del radiador logrando mejorar los rangos de temperatura pero no siendo los deseados para la óptima operación, por ello se necesita fabricar e instalar una toma de aire y una defletores que permita desfogar el aire que ingresa a la zona del motor para la refrigeración, y de esta manera poder mantener un continuo flujo de aire a una temperatura apropiada para la refrigeración, lo cual se reflejara en los rangos aceptables de la temperatura del aceite y así desarrollar una operación segura en la aeronave.

### **3. OBJETIVOS**

#### **3.1 OBJETIVO GENERAL**

- Diseñar, fabricar e instalar una toma auxiliar de aire para el carenaje del motor de la aeronave T-90 Calima para obtener un mejor rendimiento del sistema de refrigeración de la aeronave.

#### **3.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS**

- Realizar la simulación del flujo de aire que ingresa al motor a través de aberturas en la parte frontal del avión utilizando el software blender, para analizar el comportamiento de este mismo y el desempeño de la toma de aire instalada en la aeronave para refrigerar el radiador y mejorar el proceso de refrigeración.
- Realizar un análisis de esfuerzos y deformaciones a los soportes metálicos que soportaran el radiador, teniendo en cuenta el peso y balance del avión.
- Realizar un análisis estadístico en donde se tomen en cuenta las siguientes variables la temperatura del aceite en los vuelos realizados, así como la potencia del motor.
- Determinar un procedimiento técnico para la instalación y mantenimiento de los soportes metálicos para la nueva posición del radiador y el mantenimiento de este mismo.
- Generar una orden de ingeniería para la instalación a los soportes metálicos y la implementación de la toma de aire NACA en la aeronave T-90 Calima con matrícula 2443 para realizar pruebas de vuelo para comprobar su efectividad.

## **4. ALCANCES Y LIMITACIONES**

### **4.1 ALCANCES**

El presente proyecto se destina al estudio, investigación, modificación, diseño e instalación de un grupo de tres soportes para el cambio de posición del radiador y la implementación de una toma de aire para direccionar este fluido directamente hacia este y mejorar la situación de la anotaciones de la alta temperatura presentadas en la aeronave T-90 Calima, fabricada en el Comando Aéreo de Mantenimiento (CAMAN).

El impacto del proyecto se enfoca en el mejoramiento del sistema de refrigeración de la aeronave T-90 Calima y garantizar la seguridad en la operación de la aeronave durante las diferentes etapas y maniobras de vuelo.

### **4.2 LIMITACIONES**

Las siguientes son limitaciones más importantes; la primera de ella es la falta de tiempo ya que debe ser una solución factible y que no afecte la producción o la entrega de las aeronaves y la falta de instrumentos térmicos para la medición de altas temperaturas.



## **5. MARCO REFERENCIAL**

### **5.1 MARCO INSTITUCIONAL**

**¿Cuál sería la ubicación del proyecto?** La fabricación de los soportes para el cambio de posición del radiador y la implementación de una toma de aire tipo naca en el carenaje inferior de la aeronave T-90 Calima, se realizara en el comando aéreo de mantenimiento ubicado en el municipio de Madrid Cundinamarca.

**¿A quiénes beneficiara?** Los beneficiarios por la implementación de este proyecto son en primer lugar la fábrica de aviones T-90 Calima, ubicada en el comando aéreo de mantenimiento, ya que la presente solución para las anotaciones presentadas por las altas temperaturas, no perjudicaran la fechas establecidas para la entrega de las aeronaves, seguido a esto se beneficiara la Escuela Militar de Aviación "Marco Fidel Suárez" (EMAVI) de la Fuerza Aérea Colombiana ya podrá operar las aeronaves de forma segura durante la instrucción y formación de pilotos.

Se beneficiara el grupo de ingeniería de CAMAN-GRUAI y el grupo académico de la Escuela de Suboficiales Fuerza Aérea - Madrid Cundinamarca (ESUFA)-GRUEA, ya que se realizara un aporte de investigación en el campo académico y de ingeniería, resaltando la cooperación entre el personal militar y civil.

#### **Antecedentes**

Con motivo de la celebración de los 90 años de la Fuerza Aérea Colombiana y con el cumplimiento de la vida útil de las aeronaves T-34 Mentor y Cessna T-41 Mescalero. El día 6 de enero de 2009 la Corporación de la Industria Aeronáutica Colombiana (CIAC), firma el Convenio de Alianza Estratégica con la Unión Temporal Avión de Entrenamiento Lancair, conformada por las empresas Lancair International Inc. y Sudair Corp., para la implementación de una planta de aviones Legacy FG, la fabricación y ensamble de 25 aviones de entrenamiento primario para la Fuerza Aérea Colombiana (FAC). Para la renovación de su flota de aviones de entrenamiento de la Escuela Militar de Aviación "Marco Fidel Suárez" (EMAVI).

La fabricación de las aeronaves T-90 Calima se lleva actualmente en el Comando Aéreo de Mantenimiento (CAMAN) ubicado en el municipio de Madrid – Cundinamarca. Durante la etapa de vuelos de prueba para la aceptación y certificación de la aeronave se han venido presentando una serie de inconvenientes técnicos y operacionales entre los cuales se ha presentado la

anotación repetitiva de un incremento de la alta temperatura del aceite del motor durante las diferentes fases de vuelo, asumiendo que el sistema de refrigeración es ineficiente. Con base en la información suministrada por los indicadores de temperatura análogos y digitales del equipo de aviónica, las bitácoras de vuelo de los pilotos, Como la consolidación de una base de datos de investigación con una determinada serie de información obtenida de Libros académicos para aviación, artículos científicos de agencias espaciales como la NASA, de fabricantes como Russian Aircraft Corporation MiG, los conocimientos obtenidos durante mi trayectoria de formación académica en la Fundación Universitaria los Libertadores y con el apoyo de personal técnico militar y civil del Comando Aéreo de Mantenimiento se ha generado una solución para este problemática de temperatura la cual consta con el diseño de tres soportes para el cambio de posición del radiador como la implementación de una toma de aire tipo NACA la cual direccionara directamente este fluido hacia el radiador logrando así la refrigeración de este elemento, con la opción de la implementación de una deflectora de aire para la evacuación de este mismo y de la calor generada por la operación del motor asegurando la operación de la aeronave durante las diferentes fases de vuelo.

## **5.2 MARCO HISTÓRICO**

Los sistemas de refrigeración y lubricación son fundamentales en las aeronaves para el óptimo desempeño de los motores recíprocos y de reacción, ya que en estos se presenta un desgaste mayor debido a la combustión de la mezcla de aire – combustible y a la fricción entre los diferentes conjuntos de piezas mecánicas que se mueven una respecto a la otra para lograr el funcionamiento del motor.

Los avances logrados en el campo de la motorización aeronáutica, durante el desarrollo de la aviación en los últimos cien años han contribuido a perfeccionar y desarrollar diferentes sistemas de refrigeración y lubricación contribuyendo a la operación segura de las aeronaves.

Cuando los hermanos Wright diseñaron y fabricaron una aeronave controlable utilizaron un motor fabricado por el ingeniero Charles Edward Taylor, quien era el mecánico del taller de la fábrica de bicicletas Wright, el diseño del motor es muy sencillo para nuestra época actual, pero era muy complejo para aquella época ya que solo se fabricaban motores para automóviles. Este motor contaba con las siguientes características, el bloque del motor y el cigüeñal estaban fabricados totalmente en aluminio y tenían un peso 68.9 kg el cual suministraba 12 Hp o

caballos de fuerza, el cual era refrigerado por agua, este motor tenía como objetivo mover a través de una transmisión en cadena, una pareja de hélices para proporcionar el impulso para el despegue y mantener la sustentación de la aeronave durante la trayectoria del vuelo.

En la década de 1910 algunos pioneros y fabricantes empíricos de aeronaves, con tribuyeron con el diseño, desarrollo y fabricación de motores más potentes con el objetivo de lograr proezas como la lograda por el ingeniero Louis Blériot quien se convirtió en la primera persona que a bordo de un aeroplano atravesó el canal de la mancha. Pilotando su propio avión bautizado con el nombre de Blériot XI, y partiendo desde la localidad francesa de Calais, tras 37 minutos en el aire logró aterrizar cerca de Dover en territorio británico.

Con el surgimiento de la primera guerra mundial, algunos gobiernos de Europa vieron en la aviación una futura rama militar de sus ejércitos, financiando los primeros proyectos de aeronaves con uso militar y de observación como las fabricadas por Anthony Fokker, quien contribuyo al equipamiento de la fuerza aérea alemana, con aeronaves como el monoplano Fokker E.III, el triplano Fokker Dr.I, y el que es considerado el mejor caza del conflicto, el Fokker D.VII. Estas aeronaves contaban con motores radiales, los cuales eran refrigerados con el impacto del aire al igual que la ametralladora montada en la aeronave y que se encontraba sincronizada con las hélices a través de un mecanismo que permitía el disparo de estas sin dañar las hélices.

Durante los años dorados de la aviación 1918 y 1939 varios fabricantes como Henry Ford y la compañía Boeing, fabricaron aeronaves para el uso civil motivando a sus ingenieros a desarrollar motores de alto rendimiento. Pero no fue hasta cuando empezó la segunda guerra mundial cuando se empezaron a utilizar motores recíprocos con configuración en V, como el motor V12 Mikulin AM-35 utilizado en el Mikoyan-Gurevich MiG-3, el cual contaba con un radiador (OP-310) y una toma de aire directo hacia este, permitiendo una óptima refrigeración del motor.

Cuando la segunda guerra mundial estaba finalizando aparecieron en escena los primeros aviones con motores a reacción como el Messerschmitt Me 262 equipados con motores Junkers Jumo 004. Los motores de reacción empezaron a utilizarse en los campos de la aviación civil, militar y aeroespacial, ya que permiten obtener un mejor rendimiento propulsivo permitiendo alcanzar velocidades superiores a las del sonido. Con la aparición del motor de reacción,

los motores recíprocos fueron destinados para el campo de la aviación utilitaria, deportiva, ligera y ultraligera.

## **5.3 MARCO CONCEPTUAL**

### **5.3.1 Motores Alternativos para aviación**

Los motores son un conjunto de mecanismos que transforman la energía química presente en el combustible en energía térmica, a partir de la cual se obtiene energía mecánica, la cual se utiliza para generar el empuje necesario para la propulsión de la aeronave.

La energía mecánica se manifiesta en la rotación de un eje de la máquina, al que es posible unir el mecanismo que se quiere mover.

Existen dos clases de motores en aviación, los cuales se dividen en motores recíprocos (o de pistón) y de reacción (donde se incluyen los Turborreactores, Turbofán y cohetes).

Los motores alternativos para aviación están conformados por una serie de cilindros donde se comprime el aire, se mezcla este con el combustible, en este caso gasolina para aviación y se inflama la mezcla resultante. La mezcla es previamente preparada en un dispositivo llamado carburador, o bien un sistema de inyección. La combustión de la mezcla de gasolina y aire produce un incremento de la presión del gas en el interior del cilindro, presión que se aplica sobre el embolo, un cuerpo deslizante en el interior del cilindro. El movimiento lineal del embolo es ascendente y descendente en el cilindro, se transforma finalmente en un movimiento circular mediante un sistema articulado que hace girar el eje del motor.

Por la forma de construcción y ordenación de los cilindros, los motores alternativos pueden ser:

- Motores de cilindro en línea.
- Motores de cilindros horizontales y opuestos.
- Motores en estrella o radiales.
- Motores de cilindro en V.

En este caso, este proyecto de grado se basa en la aeronave T-90 Calima, la cual tiene un motor Lycoming IO-390-A1A6 de cilindros horizontalmente y opuestos que describiremos a continuación.

---

CUESTA Martín. Vuelo con motor alternativo. Componentes fundamentales del motor. Madrid: Paraninfo, 1998. p. 49- 50

### 5.3.1.1 Motores de cilindros horizontales y opuestos

Es la solución estándar actual para la gama de aeronaves de baja competencia, ya que son motores pequeños, livianos y económicos. Consisten de cuatro o más cilindros, opuestos, situados en un plano horizontal. Esta ordenación de cilindros presenta notables ventajas frente a la ordenación en línea. Algunas de estas ventajas son.

- Disminuir la longitud del motor.
- Menor vibración.
- Esta configuración presenta un perfil más estrecho, el cual disminuye la resistencia aerodinámica en la instalación en el avión.

### 5.3.1.2 Componentes Mecánicos del motor alternativo

Como se definió en un principio un motor, es un conjunto de mecanismos capaz de convertir energía química en energía mecánica, para poder realizar un trabajo, para aquello el motor necesita de los siguientes componentes fundamentales para poder convertir o producir energía.

- **Cilindros:** se conoce como cilindro, la cámara interna donde se desarrolla la compresión del aire, donde se produce la combustión del aire con el combustible de manera controlada y eficiente, así como la expansión de los gases. Los cilindros, pueden estar agrupados de muy diversas formas: independiente, en grupos o en bloque., El tipo de agrupamiento de cilindros más utilizado es el independiente por que tiene la ventaja de la fácil sustitución en caso de una avería o daño permanente reduciendo los tiempos de mantenimiento. Las desventajas de esta agrupación son el aumento del peso, mayores dificultades de montaje y menor rigidez.

Los cilindros para los motores de aviación son de diámetros mayores y carrera pequeña, pues de esta forma el peso de los cilindros disminuye dado que es proporcional a la cilindrada multiplicada por la relación espesor/diámetro, y aun cuando el espesor es proporcional al diámetro, crece en menor proporción que este. La longitud de un cilindro es igual aproximadamente a la carrera más la altura del embolo, disminuido aproximadamente en 8 o 10 mm., con el objetivo de que el embolo sobresalga del cilindro cuando aquel se encuentra en el punto inferior, mejorando se de esta forma la lubricación. La parte inferior del cilindro se provee de escotaduras para facilitar el montaje del embolo equipado con segmentos.

Los cilindros están fabricados en acero y la parte inferior es una camisa de acero con cromo - níquel muy resistente ya que pertenecen a un grupo de materiales llamados superaleaciones, ya que son muy resistentes a esfuerzos mecánicos y a altas temperaturas. La superficie interna de los cilindros se construye lo más lisa posible, ya que dentro de él se desplaza el pistón que es el encargado de realizar la compresión del aire. Los cilindros están provistos de una serie de aletas concéntricas que sirven para la refrigeración del cilindro.

- **Culata:** Es la parte superior de la cámara de combustión del cilindro de un motor alternativo.

Las culatas deben soportar relaciones de compresión elevadas y debido a la conductividad térmica del aluminio, son de este material o de cobre, siendo estos dos materiales los más utilizados.

A igualdad de forma, volumen, etc. Las culatas de aleación ligera pueden trabajar con valores de relación de compresión superiores, aproximadamente en 0,5 unidades, respecto a otras de fundición.

- **Cámara de combustión:** Es la zona superior del cilindro comprendida entre el punto muerto superior y el inferior de la culata, en donde tiene lugar la combustión de la mezcla aire/ combustible, de los motores alternativos.

La forma de la cámara tiene gran influencia sobre los rendimientos del motor y si está bien diseñada se logra con ello una marcha suave del motor, se retrasa la detonación, se mejora la relación de compresión y por lo tanto, el rendimiento térmico y la potencia del motor. Conviene que la cámara de explosión tenga forma compacta y de pequeña relación superficie/ volumen, lo que se consigue con cámaras de forma semiesférica.

Es aconsejable que las bujías estén situadas entre las válvulas y simétricamente situadas entre ellas. Las válvulas deben ser grandes, y estar bien refrigeradas, especialmente la de escape. Es preferible válvulas en cabeza, esto es, en la parte superior de la culata, pues las laterales trabajan en peores condiciones.

Las cámaras de combustión se fabrican en se fabrican en duraluminio Al/Si + Cu + Ni + Cr., ya que este material permite evacuar la calor producida por la explosión en el interior de la cámara y tiene un mayor índice de dilatación.

---

CUESTA Martin. Vuelo con motor alternativo. Componentes fundamentales del motor. Madrid: Paraninfo, 1998. p. 50 - 51

- **Embolo o Pistón:** Como se describió anteriormente el pistón o embolo se desplaza en el interior del cilindro este desplazamiento se debe a que el pistón recibe directamente la presión producida por la combustión de los gases y transmite la fuerza a través del bulón.

Las partes principales del pistón o embolo son: la cabeza, la falda, el bulón y la zona de segmentos.

El embolo, al no poder refrigerarse de la misma forma que el cilindro, se calienta más que este; por esta dificultad de refrigeración se dilata más radialmente que longitudinalmente, siendo más acusada esta dilatación en el fondo que en la falda, por esto el diámetro del embolo debe ser menor que el cilindro, y el embolo ha de ser ligeramente cónico para que exista el mismo juego en caliente a lo largo de generatriz desde el fondo hasta la falda. El fondo de un embolo puede ser: plano y sin nervios o plano con nervios, y en este caso, va cruzado por bandas que hacen el efecto de apoyo en sus extremidades.

Se puede asegurar que el embolo es la parte más importante del motor, ya que se debe cumplir con las siguientes características físicas y mecánicas como: reducción de los frotamientos, reducción del peso, buena conductividad térmica para facilitar la disipación del calor, compensación fácil de los efectos de dilatación y facilidad de engrase.

Los émbolos o pistones se fabrican en aleaciones ligeras como aluminio forjado de alta resistencia mecánica, también suelen utilizarse aleaciones de metales como: cobre, silicio, magnesio y manganeso, pues la conductividad es cinco veces mayor y el peso es aproximadamente la tercera parte. En general el material con el que se fabriquen los émbolos deben tener una alta conductividad térmica, coeficiente de dilatación y un peso específico pequeño, otras de las funciones del embolo o pistón son:

- Mantener la estanqueidad de los gases impidiendo que pasen al cárter mientras se desplaza el pistón y evitar que el aceite pase a la cámara de combustión.
- Transmitir el exceso de calor que recibe durante la combustión a las paredes del cilindro para que este sea evacuado hacia el sistema de refrigeración.

---

CUESTA Martin. Vuelo con motor alternativo. Componentes fundamentales del motor. Madrid: Paraninfo, 1998. p. 49- 53



- **Segmentos:** Son aros elásticos que montados en los alojamientos del embolo aseguran la estanqueidad en el cilindro, sirviendo además como transmisores de evacuación de calor desde el fondo del embolo a la pared del cilindro, e impiden la subida de aceite a la cámara de combustión. Entre las extremidades de los segmentos, hay un juego que puede ser oblicuo o de tipo bayoneta, utilizándose también en el corte recto.

Para los segmentos de corte axial, el juego entre segmento y embolo debe ser pequeño, con el objetivo de no bombear aceite hacia la cámara de combustión. El segmento, cuando está montado sobre el embolo, y el conjunto en el cilindro, adopta la forma circular, siendo su forma libre antes de montarse, la de un arco cicloide, por lo tanto de radio de curvatura variable para un espesor de segmento constante. Se utiliza más este tipo de segmento que el de radio de curvatura constante, esto es, arco de círculo y espesor variable.

La temperatura del segmento más alta es aproximadamente 250° más que la del cilindro. El valor normal de la presión de un segmento sobre el cilindro es de 4 gr/mm cuadrados y la potencia absorbida, por ejemplo para un motor de 6 cilindros, no llega a ser superior a 1C.V.

Los segmentos se fabrican de material más blando que el del cilindro, con el objetivo de que sean aquellos los que se desgasten, normalmente son de fundición gris endurecida con cromo y grafito, acero aleado.

- **Bulón:** El bulón es un pasador cilíndrico, de acero segmentado, muy duro que conecta el embolo y un extremo de la biela. Este extremo de la biela “Que se llama pie de biela” recibe el movimiento alternativo del embolo, hacia arriba y hacia abajo.

El bulón se monta muy ajustado en el taladro del embolo. La razón es que el bulón es de acero y el embolo de aleación de aluminio. El bulón puede ser:

- a) Fijo en el alojamiento.
- b) Fijo en el pie de biela y móvil en el alojamiento.
- c) Móvil en el pie de biela y móvil en el alojamiento (bulón flotantes).

En los casos en que el bulón es fijo en el pie de biela, esta sujeción se hace mediante un tornillo denominado “Prisionero del bulón”, fabricado por lo general en acero.

---

OÑATE, Jorge. Conocimientos del avión. Motores Alternativos – Bulon. Madrid: Paraninfo, 2003. p.137 – 138

El emplazamiento del bulón en el embolo, está definido por el reparto de presiones de este sobre el cilindro, siendo la posición optima la coincidente con el centro de gravedad de la línea de contacto del embolo sobre el cilindro, con lo que esta posición esta desplazada ligeramente hacia la falda, teniendo en cuenta que existen, por lo general, cuatro segmentos próximos a la cabeza.

- **El alojamiento del bulón:** Es la zona más reforzada del pistón, ya que está encargada de transmitir el esfuerzo a la biela.

Está formada por los cubos donde se aloja el bulón, convenientemente reforzado por nervios que se apoyan contra la cabeza del pistón. Queda situado aproximadamente, en el centro de gravedad del pistón y a veces, se descentra su eje entre 0.5 mm y 2 mm.

- **Válvulas de distribución:** Son los mecanismos encargados de regular la entrada y salida del aire y de los gases de combustión del cilindro. Existen dos tipos de válvulas una de admisión y de escape.

- **Válvula de admisión:** Su función es regular el paso de entrada de la mezcla de aire-combustible hacia el cilindro.
- **Válvula de escape:** Su función es la expulsión de los gases quemados dentro del cilindro.

Las válvulas se encuentran situadas en la culata del cilindro, estas tienen dos o tres resortes concéntricos. Una vez comprimidos y montados, los resortes mantienen la válvula contra el asiento del cilindro, estos resortes tienen diámetros diferentes. El número de espiras de los resortes por unidad de longitud también es diferente. Esto se hace con el fin de que no entren ambos muelles en vibración al mismo tiempo, de esta forma se evita situaciones donde la válvula “flota”, perdiendo sus tiempos correctos de abertura y cierre ya que cada muelle tiene una frecuencia diferente de vibración.

Las válvulas suelen fabricarse en acero de alta dureza especiales ya que esta están sometidas a altas temperaturas y por qué se encuentran expuestas a ambientes muy corrosivos por los productos químicos presentes en el combustible utilizado en la mezcla para la combustión y las válvulas de escape suelen fabricarse en superaleaciones de acero ya que estos materiales soportan altas temperaturas de trabajo. Algunas válvulas de escape son huecas y su interior tiene recubrimiento en sales como el sodio ya que estas se funden a unos 100 °C ya que en esta zona del motor las temperaturas de trabajo se encuentran por debajo de esta temperatura.

Las válvulas de admisión y de escape se mueven por un mecanismo que debe estar perfectamente ajustado (Calado) para que la válvula abra y cierre en el momento oportuno. Es el sistema de distribución.

- **Guía de la válvula:** Es el elemento exterior concéntrico del vástago de una válvula, que además de mantener su desplazamiento longitudinal, resiste las reacciones laterales debidas al esfuerzo del empujador sobre la válvula.

Las guías de válvulas se hacen de fundición o de bronce especial, con un diámetro exterior aproximadamente dos veces el de vástago, y una longitud de 1,2 a 2 veces el diámetro máximo de la válvula. Las guías de la válvula de escape, por su mayor calentamiento hacia la cabeza, se hacen, a veces, cónicas en este sentido.

- **Muelles de la válvula:** Su misión es impedir la apertura de las válvulas por trepidación o por la depresión en los cilindros, y también para impedir que las piezas móviles de la leva se despeguen de su asiento, debido a la fuerza de inercia producida por la aceleración negativa en el periodo de cierre.

Los muelles o resortes de la válvula, se fabrican en aceros especiales al silicio, al magnesio y cromo vanadio.

En el diseño de un muelle, es menester tener en cuenta la histéresis con que actúa, esto es, el retardo de sus desplazamientos, sobre todo cuando los ciclos de actuación son rápidos. También es de tener en cuenta que las vibraciones propias del muelle pueden dar lugar al fenómeno de resonancia cuando su frecuencia sea múltiplo de la correspondiente a la vibración forzada por el movimiento alternativos de sus extremos. Al producirse la resonancia. Las espiras centrales no siguen el movimiento de las extremas, que dando prácticamente estacionarias. Pudiendo presentarse roturas en las espiras extremas.

Desde el punto de vista del alojamiento de la histéresis, interesa que la flexibilidad sea grande, definida la flexibilidad como el desplazamiento por unidad de carga, interesa pues que la carga sea pequeña, motivo por el que se pone más de un muelle. Desde el punto de vista del alojamiento de la resonancia, interesa que el número de espiras sea grande, y aun cuando esto está en contraindicación con el alojamiento de la histéresis, puede obviarse este inconveniente con la disminución de carga por muelle, o lo que es lo mismo, instalando varios muelles.

---

CUESTA Martín. Vuelo con motor alternativo. Componentes fundamentales del motor. Madrid: Paraninfo, 1998. p. 55 - 56

- **Biela:** Se llama biela a la barra articulada que une el embolo con el eje del motor. La biela transforma el movimiento alternativo del embolo en movimiento de rotación del eje del motor.

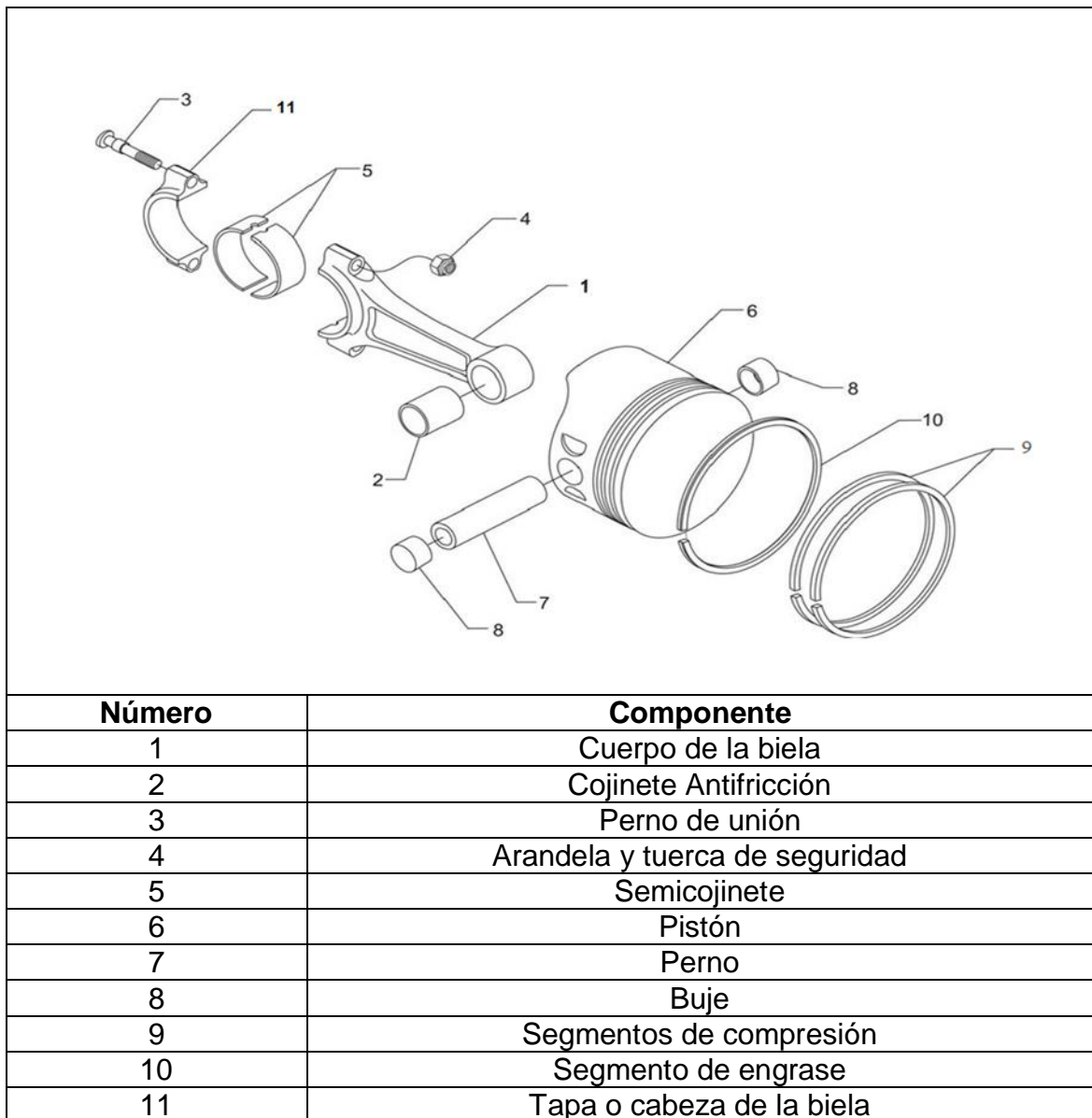
Las partes fundamentales de la biela son: la cabeza, el cuerpo y el pie. La cabeza, unida a la muñequilla y el pie, unido al bulón. La longitud de la biela o distancia entre el eje del pie y el eje de la cabeza, es aproximadamente dos veces el valor de la carrera en el cilindro correspondiente.

El movimiento de la biela es el más complejo del sistema mecánico del motor. La biela se diseña para soportar esfuerzos de compresión producidos por la acción de las presiones en el embolo. Normalmente una biela calculada a compresión, resiste la flexión lateral o “pandeo”, si bien debe de comprobarse aun cuando en general la seguridad es del orden de 15 a 30. Las bielas para motores de motocicletas y de autos se fabrican en materiales de gran resistencia mecánica, normalmente en aleación de aluminio de alta resistencia o acero forjado en los motores antiguos. En los motores alternativos para aviación las bielas se fabrican generalmente en acero cromo-níquel para soportar cargas superiores a 125 Km/mm cuadrados, y se diseñan con un coeficiente de seguridad superior a 5. En los motores pequeños se hacen de aleación ligera forzada y las secciones de una biela son por lo general en forma de doble “T”.

El área de las secciones aumenta desde el pie hasta la cabeza, por lo que la sección a comprobar en un nuevo diseño es la próxima a pie de la biela. Para solucionar en lo motores en “V” el poder colocar dos bielas en una sola muñequilla, pueden elegirse una de las siguientes soluciones:

- a) Las dos bielas tienen sus ejes longitudinales en un mismo plano, y están montadas concéntricamente con el eje de la muñequilla. Una de ellas llamada horquilla, abraza la superficie externa de la cabeza de la otra, provista en las dos caras de metal antifricción, bronce o rodillos.
- b) Las dos bielas tienen sus ejes longitudinales en el mismo plano. Una de ellas llamada maestra o principal, abraza directamente a la muñequilla, y la otra dominada biela auxiliar, o bieleta, está articulada por un eje a la cabeza de la biela maestra. Este montaje es el empleado por lo general en aviación, por su ligereza y robustez, tanto en los motores en “V”, como en los motores de disposición de los cilindros estrella, pues el engrase es fácil y las superficies de frotamiento son menores. Tiene el inconveniente del equilibrado, dado que los émbolos de los cilindros con bieleta no siguen exactamente la misma ley de desplazamiento que los otros.

**Figura 02. Se muestra los elementos integrantes del conjunto pistón-biela.**



Fuente. Imagen tomada del catálogo de partes del manual de mantenimiento del motor Lycoming IO-390-A1A6 de cilindros horizontalmente y opuestos.

OÑATE, Jorge. Conocimientos del avión. Motores Alternativos – Biela. Madrid: Paraninfo, 2003. p.139 – 140

- **Cigüeñal:** Para motores de cuatro cilindros suelen fabricarse en acero de alta calidad. Poseen tanto codos como cilindros que existan, y transforma el movimiento de ida y vuelta de los pistones en unión con la biela, en un movimiento de giro. En el extremo delantero se asienta la hélice. En motores de estrella compuesto de 2 o 3 partes atornilladas entre sí, existe un codo para cada estrella.

El movimiento alternativo de los émbolos se transforma en movimientos de rotación del cigüeñal tiene tres partes: muñón, muñequilla y brazos.

- **Los muñones:** Son los puntos de apoyo del cigüeñal en la bancada o soporte del eje.
- **La muñequilla:** Es el codo donde se ajusta la cabeza de la biela.
- **Los brazos del cigüeñal:** Son los tramos rectos que unen la muñequilla con los muñones.

Se llama manivela o codo el conjunto formados por dos brazos y una muñequilla. Así se dice que un cigüeñal tiene una manivela, dos, etc. Notese que una manivela adquiere un movimiento de giro cuando se aplica una fuerza perpendicular a ella. Es el fundamento de la rotación del eje del motor.

En aviación es corriente situar apoyos en el cárter entre los muñones del cigüeñal, esta configuración exige una gran precisión en el mecanizado y en el montaje, consiguiéndose con ello una gran rigidez y menor desgaste por disminuir las inclinaciones de los muñones sobre los cojinetes. Al tener gran número de apoyos pueden utilizarse espesores más pequeños, lo que reduce la inercia de las masas giratorias, resultando menores los esfuerzos de torsión. Los cojinetes de los cigüeñales son normalmente de bronce de 3 a 5 mm de espesor o de acero de 3 a 4 mm, guarnecidos estos interiormente de una capa de antifricción, aproximadamente de 1mm de espesor.

El cigüeñal debe tener una fibra continua y sin puntos angulosos, y no deben existir cambios bruscos de sección. El vaciado interior de brazos y apoyos debe hacerse excéntrico para recargar de material las proximidades de los centros de curvatura. En los brazos, el vaciado debe hacerse oblicuo, sin que sea excesivo para no restar rigidez. En las muñequillas deben hacerse el vaciado hacia el exterior con una excentricidad del 5% del diámetro exterior.

---

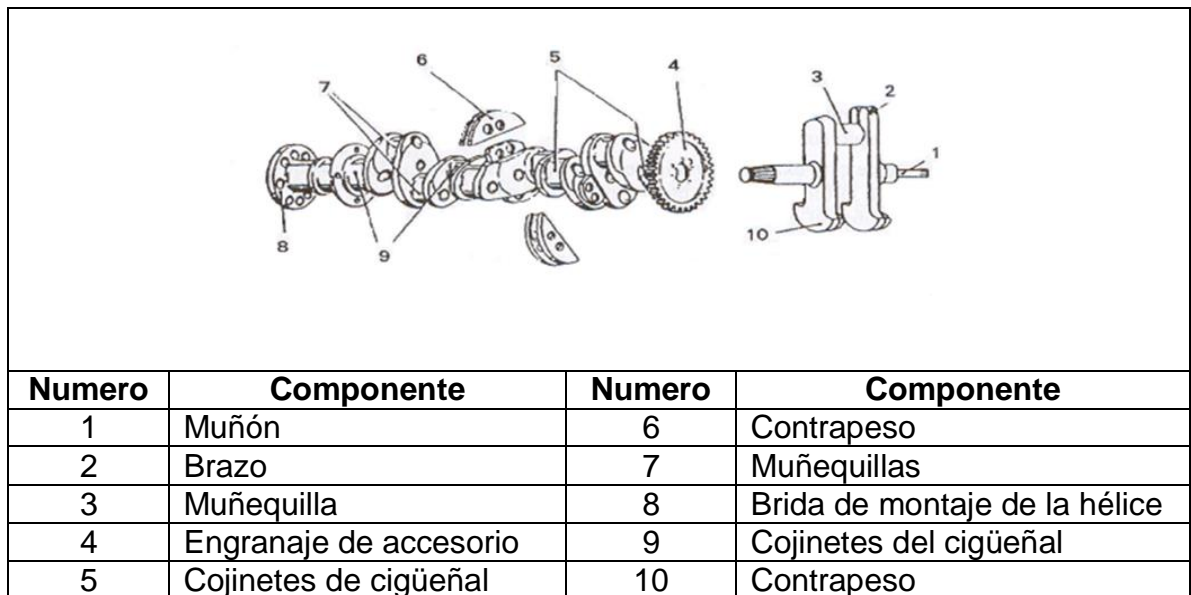
OÑATE, Jorge. Conocimientos del avión. Motores Alternativos – Cigüeñal. Madrid: Paraninfo, 2003. p. 140

El diseño de un cigüeñal se hace en principio experimentalmente guiándose por las roturas de otros similares. Después, se somete a comprobaciones de flexión y extorsión. Las comprobaciones de flexión se hacen situado el cigüeñal en una posición crítica coincidente con la posición de la muñequilla correspondiente al embolo en el punto muerto superior. Las muñequillas en este caso se comprueban a flexión y a esfuerzo cortante; los brazos se comprueban a flexión y a compresión.

Dado que el esfuerzo de frotamiento de un muñón sobre su apoyo, es independiente del diámetro del muñón y tanto mayor cuanto menor sea su longitud, conviene que esta sea lo más grande posible, lo que lleva implícito la disminución del diámetro, compatible con la rigidez del conjunto.

Se comprueba también el cigüeñal a torsión, de acuerdo con los esfuerzos resultantes en una determinada posición correspondiente al esfuerzo tangencial máximo en la muñequilla, y que corresponde aproximadamente a un ángulo de giro del cigüeñal de  $34^\circ$ , contados a partir del punto muerto superior. En este caso, las muñequillas trabajan a flexión y a torsión, así como los muñones y los brazos.

**Figura 03. Se muestra el cigüeñal de motor de cilindros horizontales y opuestos (Izquierda). La ilustración de la derecha corresponde a cigüeñal para motor en estrella.**



- **Leva:** Es una pieza giratoria cuyo perfil, al actuar tangencialmente directa o indirectamente sobre el extremo del vástago de la válvula, levanta a esta periódicamente.

Los principales tipos de levas son:

- De rodillo de flancos rectilíneos
- De rodillo de flancos convexos
- De rodillo de flanco circular
- De platillo de flanco convexo (no circular)
- De rodillo de flanco cóncavo

La figura 03, muestra los principales tipos de levas.

Normalmente se da más espesor a la leva de platillo que a la de rodillo, debido a las mayores presiones que aquella soporta. En la leva de platillo, el ancho varía entre  $1/3$  y  $1/2$  del diámetro de la válvula, en tanto que en la leva de rodillo es de  $1/6$  a  $1/4$  de dicho diámetro.

Las aceleraciones que resultan en el levantamiento de la válvula alcanzan hasta  $1300 \text{ m/s}^2$  con velocidad de apertura y cierre de las válvulas del orden de  $0,6 \text{ m/s}$ .

- **Árbol de levas:** Es el mecanismo que desplaza las válvulas del motor horizontal de cilindros opuestos, se llama árbol de levas, es un eje de acero que tiene mecanizadas en el mismo las levas que transmiten el taqué el movimiento de apertura y de cierre de las válvulas. El eje se apoya en cojinetes sobre el cárter.

El árbol de levas gira a la mitad de vueltas que el cigüeñal. Los taqués de los motores de cilindros horizontales y opuestos pueden ser mecánicos e hidráulicos.

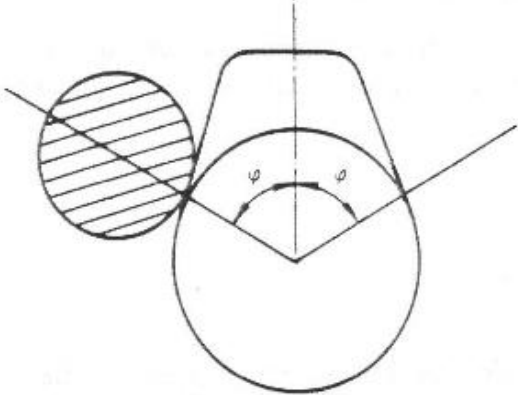
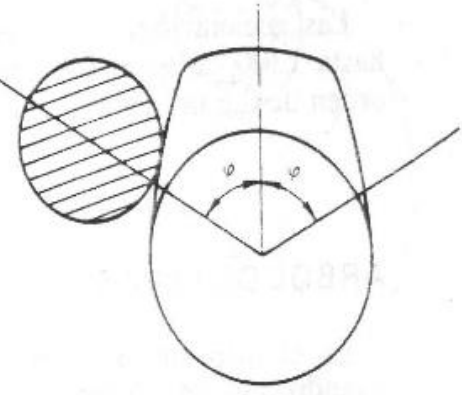
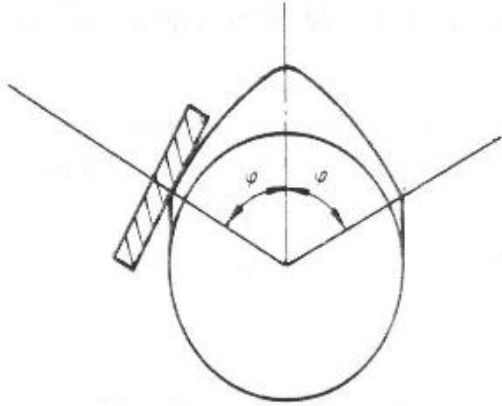
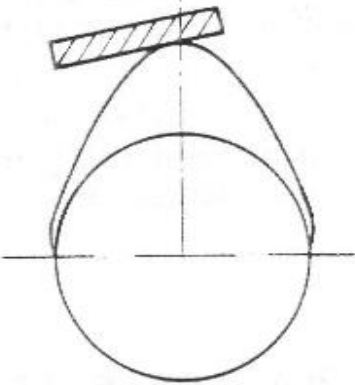
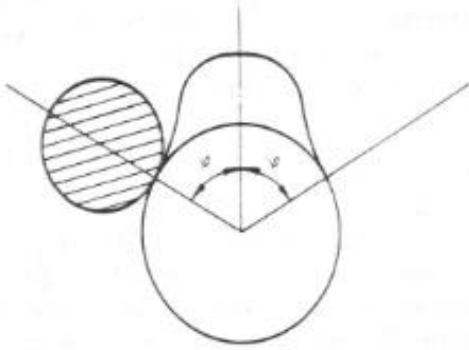
- **Taqués mecánicos:** Consisten en una varilla de acero, de gran dureza y resistencia mecánica, que deslizan en taladros mecanizados en el cárter del motor. El extremo mayor de taqué se apoya en la leva, a la que sigue de manera constante durante su recorrido. La leva empuja el taqué y este transmite el movimiento al empujador. De esta manera se convierte el movimiento circular de la leva en movimiento alternativo del taqué.
- **Taqués Hidráulicos:** la característica principal de los taqués hidráulicos es que eliminan, en todo momento, la holgura que existe entre la roldana y el balancín y la cola o extremo final del vástago de la válvula.

---

CUESTA Martín. Vuelo con motor alternativo. Componentes fundamentales del motor – leva. Madrid: Paraninfo, 1998. p. 58 – 60



**Figura 04, muestra los principales tipos de levas.**

Leva de rodillo de flancos rectilíneos	Leva de rodillo de flancos convexos
	
Leva de platillo de flanco circular	Leva de platillo de flanco convexo (No circular)
	
Leva de rodillo de flanco cóncavo	
	

- **Balancines:** Son los dispositivos intermedios entre la leva y el extremo del vástago de la válvula para accionamiento de ésta.

En el caso de los motores de estrella utilizados en aviación, dado el alejamiento de las válvulas respecto al plato de levas, el movimiento de éste se transmite a los balancines a través de varillas de balancín, envueltas en una funda tubular sujeta por un extremo a la base de unión del cilindro al cárter, y por el otro a la caja del balancín correspondiente.

- **Cárter:** El soporte de los montajes de los cilindros y del sistema biela-manivela se llama cárter del motor.

El cárter cumple las siguientes funciones:

- Constituye el armazón estructural del motor, el cual se une a los cilindros, y es donde se apoya el cigüeñal y otros componentes.
- Los apoyos del cárter transmiten el empuje de la hélice al avión.
- Es el sumidero del aceite lubricante en los motores de pequeña potencia.
- Todos los esfuerzos de torsión, de vibración del motor, son absorbidos por el cárter, de ahí que su construcción responda a los requisitos de resistencia mecánica que imponen estas cargas.

El cárter del motor de cilindros horizontalmente y opuestos están divididos en dos mitades, según el plano vertical. Las dos mitades se fabrican por separado y luego se ensamblan por medio de espárragos y pernos.

Las piezas son fundición de aluminio. Los caracteres de los motores radiales son también dos piezas en el caso del motor de una estrella, y de más cuando son de varias estrellas. En este caso se unen según un plano que pasa por los centros de todos los cilindros de la estrella.

Actualmente hay dos tipos de cárter, que se encuentran relacionados con la instalación del sistema de aceite de lubricación del motor, estos pueden ser húmedos y secos.

- **Cárter Húmedo:** Contienen el aceite de lubricación del motor, actúa como depósito del lubricante. El cárter mantiene un cierto nivel de aceite, que es aspirado por la bomba de lubricación y puesto en circulación por las tuberías, galerías y pasadizos internos del motor.

---

OÑATE, Jorge. Conocimientos del avión. Motores Alternativos – Cárter. Madrid: Paraninfo, 2003. p. 144

- **Cárter Seco:** Como su nombre indica, no almacena el aceite en el fondo del cárter, si no en un depósito independiente. El aceite circula impulsado por la bomba de aceite desde el deposito (uno por motor) a todos los puntos de lubricación, allí es recogido por las bombas de recuperación que lo retornan al depósito.

En los motores pequeños de cilindros horizontalmente opuestos para aviación en estos se utilizan Cárter húmedo.

- **Cojinetes:** Los cojinetes sirven para disminuir el rozamiento entre dos superficies en contacto, y para ello se necesitan materiales adecuados y una buena lubricación. El material debe ser más blando que el del árbol o eje; se emplean materiales de fundición (poco aptos para el deslizamiento), El bronce, el bronce rojo y el metal antifricción (buenas propiedades de deslizamiento). La lubricación se efectúa con aceites minerales y esta película de lubricante es la que soporta los esfuerzos del eje. Según la clase de contacto entre los ejes y cojinetes, estos pueden ser cojinetes de deslizamiento o de rodadura, y pueden tener diversas formas:

- De bolas
- De rodillos cónicos
- De rodillos
- De agujas

-**Reductor de velocidad de la hélice:** Es el conjunto de engranajes dispuestos entre el cigüeñal y la hélice, que tiene por objeto reducir la velocidad de esta respecto al cigüeñal. El mantener altas las RPM en el cigüeñal, aumenta la potencia y, la reducción de velocidad de la hélice evita la disminución de su rendimiento. La utilización del reductor, mejora las actuaciones de la hélice principalmente por la limitación impuesta la velocidad periférica de las palas.

### 5.3.1.3 Ciclo térmico del motor de cuatro tiempos

Los motores alternativos para aviación son máquinas cíclicas que tienen como objetivo transformar energía térmica en energía mecánica para utilizarse en la producción de trabajo. En el caso de los motores alternativos utilizados en aviación en estos se presentan cuatro tiempos o fases de funcionamiento las cuales son:

---

CUESTA Martin. Vuelo con motor alternativo. Componentes fundamentales del motor – Reductor de velocidad de la hélice. Madrid: Paraninfo, 1998. p. 64

1. Admisión
2. Compresión
3. Combustión-expansión
4. Escape

Todas las fases se desarrollan en un mismo elemento fundamental en el motor el cual está constituido por un cilindro y un émbolo de movimiento alternativo transmitido a un sistema de biela-manivela.

En el ciclo teórico, las válvulas para admisión de aire o gas, y para la expulsión de los gases quemados se consideran que abren en los puntos muertos superior e inferior, correspondientes a las posiciones más elevada y más baja, respectivamente del embolo en el cilindro. También en el ciclo teórico se supone que la mezcla se quema a volumen constante al final de la compresión.

El ciclo real difiere mucho del ciclo teórico en tanto que la apertura y cierre de válvulas no es instantánea, sino que transcurre en un determinado tiempo, y la combustión tampoco es instantánea.

El cruce de las válvulas es la suma de los ángulos de avance a la apertura de admisión (AAA) y retardo al cierre de escape (RCE) en que se mantienen abiertas a simultaneo las válvulas de admisión y escape. El objeto del cruce de válvulas es producir un fácil barrido de los gases residuales, mejorándose de esta forma el llenado. El cruce está especialmente indicado en motores con escape libre y con válvulas grandes o de mucho levantamiento, y de gran velocidad de émbolo, como ocurre con los motores de aviación. El cruce de válvulas debe ser tanto mayor cuanto lo sean las RPM de funcionamiento del motor.

A continuación se describirán las fases que efectúa el embolo en el cilindro para convertir la anergia química en energía mecánica y la figura 04 muestra gráficamente estas fases.

**- Fase de Admisión:** Durante esta fase entra al cilindro por medio de la válvula de admisión la carga de aire-combustible.

El émbolo parte del punto muerto superior (PMS) e inicia la carrera descendente. Como resultado de la aspiración que ejerce el embolo, en su desplazamiento descendente, el cilindro se llena de una mezcla de aire y de combustible preparada de manera conveniente para la combustión.

---

CUESTA Martin. Vuelo con motor alternativo. Ciclo térmico del motor de cuatro tiempos. Madrid: Paraninfo, 1998. p. 82 - 83

El tiempo de admisión termina teóricamente cuando el émbolo llega a su punto más bajo, punto muerto inferior (PMI). Decimos teóricamente, porque, en realidad, las válvulas no se abren o cierran justo en los puntos muertos inferior o superior.

- **Fase de Compresión:** El embolo se desplaza desde el punto muerto inferior (PMI) hasta el punto muerto superior (PMS). Las válvulas de admisión y escape del cilindro se encuentran cerradas en este punto, de manera que el movimiento ascendente del émbolo produce que se comprima la cantidad de mezcla que se haya en el cilindro la compresión se comporta de forma adiabáticamente es decir que no se añade ni se quita calor. Poco antes de alcanzarse el final de la carrera de compresión (entre los 20 ° y 30 ° del ángulo del cigüeñal se produce el encendido de la mezcla por medio de una chispa eléctrica producida por la bujías.

- **Fase Combustión-Expansión:** Esta fase empieza cuando el émbolo llega al punto muerto superior (PMS). Donde en la parte superior del cilindro se encuentra la bujía, las cuales producen el salto de una o más chispas que inflaman la mezcla comprimida, debe resaltarse que en este punto las válvulas de admisión y escape, se encuentran cerradas. La expansión de los gases producida por la inflamación de la mezcla empuja el émbolo hacia punto muerto inferior (PMI).

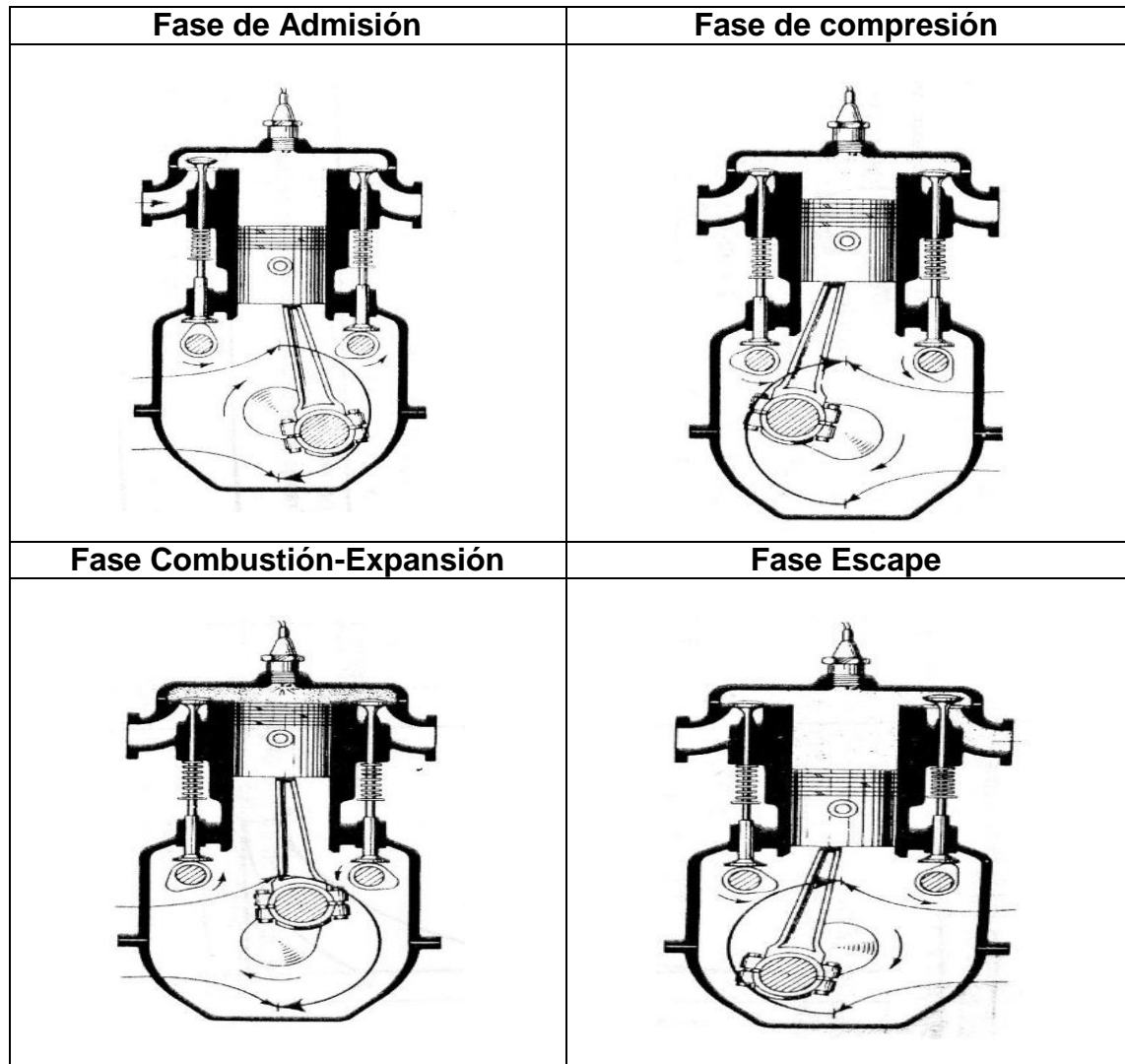
- **Fase Escape:** Antes de alcanzar el émbolo el punto muerto inferior (PMI) en la carrera de expansión se abre la válvula de escape produciendo la salida de los gases al exterior. El embolo se desplaza hacia arriba y empuja los gases fuera del cilindro. El émbolo queda en disposición para iniciar otro ciclo de trabajo.

- **Carrera:** Es la longitud de desplazamiento del embolo entre el punto muerto superior (PMS) y el punto muerto inferior (PMI), o viceversa en las diferentes fases del ciclo. La longitud de la carrear define la longitud del cilindro, en particular se llaman cuadrados cuando su longitud y diámetro son aproximadamente iguales. En los cilindros cuadrados se pierde menos calor, por ser más rápido, pues los gases están menos tiempo en contacto con las paredes y porque a igualdad de volumen tienen menos superficie.

Conviene que la velocidad media del embolo no sea excesiva, faceta esta que se obtiene con carreras cortas que permiten mayores RPM, resultando así motores más potentes, disminuyendo así la relación peso/potencia, de gran importancia en la aviación, en donde la reducción de peso es fundamental

Aun cuando con cilindros alargados, por girar más lentamente, el llenado se hace más homogéneo, aumentando el rendimiento volumétrico no es obstáculo el que en aviación se utilicen cilindros cortos, pues el llenado se hace a través de grandes válvulas, beneficiando la homogeneidad de la mezcla.

**Figura 05. Muestra gráficamente las fases que efectúa el embolo en el cilindro para convertir la energía química en energía mecánica.**



Fuente. CUESTA Martin. Vuelo con motor alternativo Edit. Paraninfo. Séptimo edición. 1998, pág. 83

CUESTA Martin. Vuelo con motor alternativo. Combustión, ciclo, rendimiento, potencia – Carrera. Madrid: Paraninfo, 1998. p. 82 – 83

- **Cilindrada:** Se definen dos tipos de cilindrada: cilindrada unitaria y cilindrada total. La cilindrada unitaria es el volumen desplazado por el movimiento del émbolo durante cada carrera, la cilindrada se expresa en litros o centímetros cúbicos y se deduce con las dimensiones de cilindro y de la carrera del émbolo.

**Ecuación 1.** Ecuación utilizada para calcular la cilindrada unitaria.

$$V = \frac{\pi * d^2}{4} (c)$$

Fuente: OÑATE, Jorge. Conocimientos del avión. Motores Alternativos Madrid: Paraninfo, 2003. p. 151

Dónde:

$V$ : Cilindrada unitaria

$d$ : El diámetro interior del cilindro

$c$ : La carrera del émbolo

**Ecuación 2.** Ecuación utilizada para calcular la cilindrada total: es el producto de multiplicar la cilindrada unitaria por el número total de cilindros del motor.

$$V_T = \frac{\pi * d^2}{4} (c * N_{tc})$$

Fuente: OÑATE, Jorge. Conocimientos del avión. Motores Alternativos Madrid: Paraninfo, 2003. p. 151

Dónde:

$V_T$ : Cilindrada total

$d$ : El diámetro interior del cilindro

$c$ : La carrera del émbolo

$N_{tc}$ : Número total de cilindros del motor

- **Relación de compresión:** El volumen interno total del cilindro es la suma de la cilindrada  $V$ , que determina el desplazamiento del émbolo, y el volumen de la cámara de combustión  $v$ , volumen que dispone el gas cuando el émbolo se encuentra en el punto muerto superior (PMS).

---

OÑATE, Jorge. Conocimientos del avión. Motores Alternativos – Cilindrada y Relación de compresión. Madrid: Paraninfo, 2003. p. 151

**Ecuación 3.** Ecuación utilizada para calcular la relación de compresión del motor.

$$\sigma = \frac{V + v}{v}$$

Fuente: OÑATE, Jorge. Conocimientos del avión. Motores Alternativos Madrid: Paraninfo, 2003. p. 152

La relación de compresión es uno de los factores más característicos del motor pues, hasta cierto punto, determina la potencia que es capaz de suministrar.

#### **- Ciclo ideal y real del motor**

La marcha real del motor difiere de la marcha teórica en varios aspectos. Para empezar el estudio la figura 05, se muestra el ciclo ideal del motor de cuatro tiempos en el diagrama presión-volumen. El ciclo ideal considera que el fluido activo que evoluciona en el motor es aire y que cumple con la ley de los gases perfectos. La fase de 0-1 es la aspiración de la mezcla de aire-combustible por medio del movimiento del embolo. La fase 1-2 es la compresión de la mezcla de aire-combustible, la compresión se comporta de forma adiabáticamente es decir que no se añade ni se quita calor. La fase 2-3 se realiza la combustión de la mezcla de aire-combustible a volumen constante, sustituida en el ciclo ideal por la introducción de calor  $Q_1$ , de manera instantánea. La fase 3-4 es la expansión del aire y la fase 4-1 es la fase de escape, representada en el ciclo ideal por la sustracción de la cantidad de calor  $Q_2$ , también de forma instantánea. Finalmente la fase 1-0 es la carrera de escape del émbolo.

Con esta suerte de simplificaciones se puede comprender que el trabajo  $L$  que produce el ciclo máximo. Como el trabajo útil es equivalente a la diferencia entre el calor suministrado y sustraído, el rendimiento térmico del ciclo ideal se puede escribir así.

**Ecuación 4.** Ecuación utilizada para calcular el rendimiento térmico del ciclo ideal.

$$n = \frac{Q_1 - Q_2}{Q_2}$$

Fuente: OÑATE, Jorge. Conocimientos del avión. Motores Alternativos Madrid: Paraninfo, 2003. p. 152

Obsérvese que incluso en condiciones ideales el rendimiento térmico del motor es inferior a la unidad, una consecuencia del segundo principio de la termodinámica.

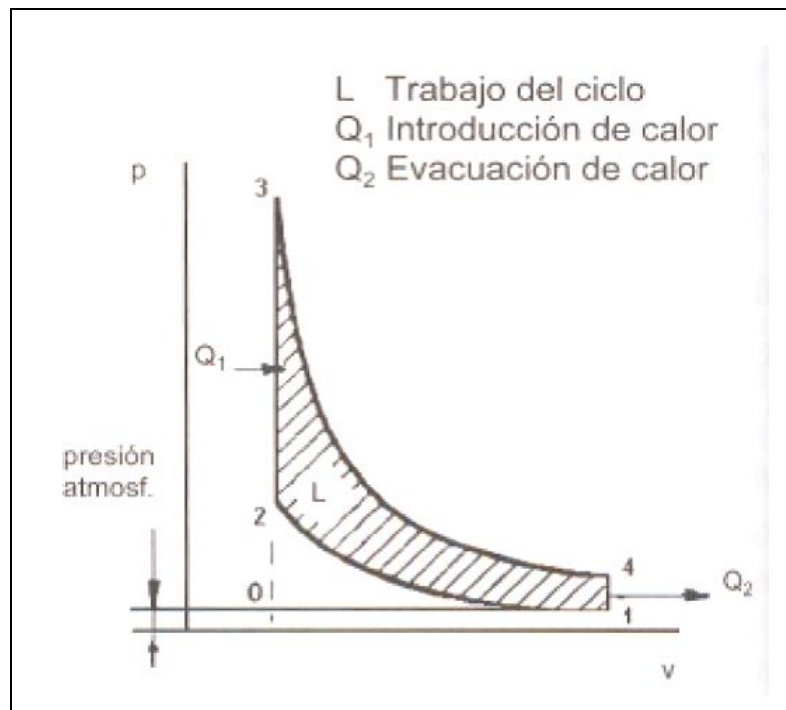
---

OÑATE, Jorge. Conocimientos del avión. Motores Alternativos – Ciclo ideal y real del motor. Madrid: Paraninfo, 2003. p. 152 – 155



Ningún motor real, enuncia este principio, puede convertir en trabajo útil todo el calor que se introduce en su ciclo de funcionamiento.

**Figura 06. Se muestra el ciclo teórico del motor de cuatro tiempos en el diagrama presión-volumen.**



Fuente. OÑATE, Jorge. Motores alternativos. Conocimientos del avión Edit. Paraninfo. Quinta edición. 2003, pág. 152

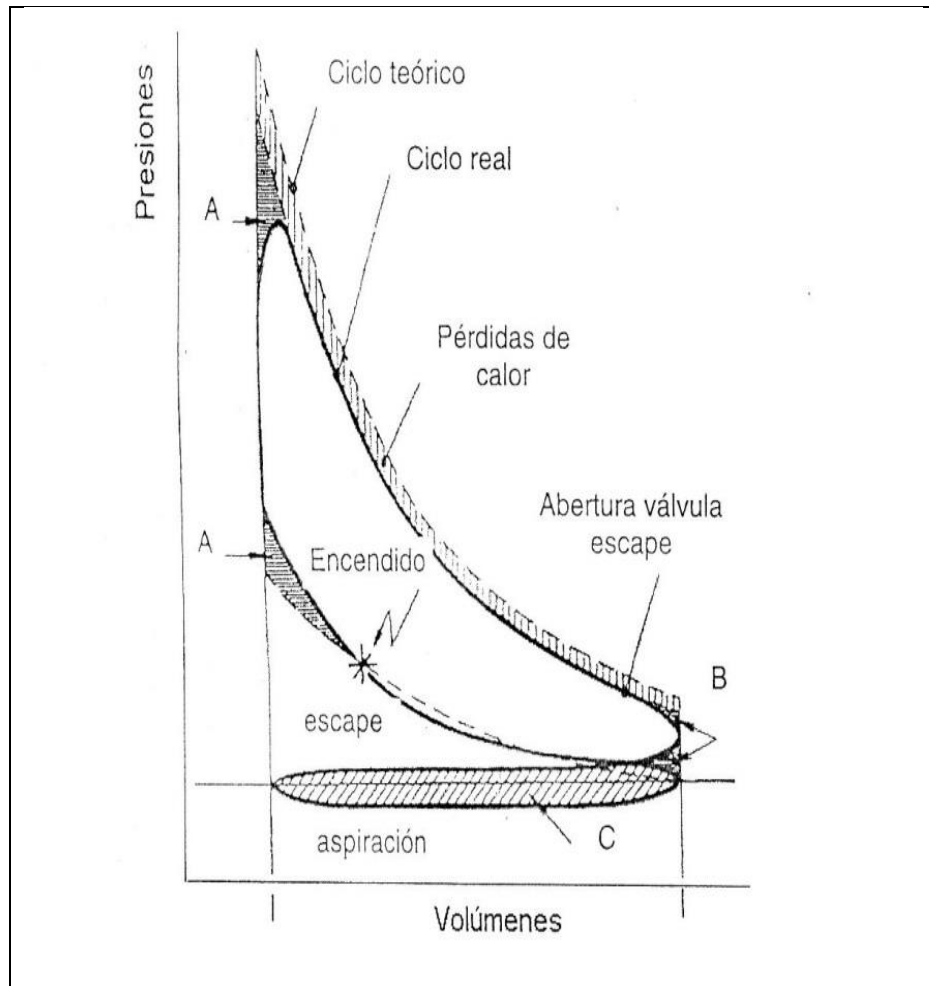
La marcha real del motor muestra diferencias notables con el ciclo teórico correspondiente, tanto en la forma del diagrama como en los valores de temperatura y presión que alcanza el fluido activo.

La figura 07, presenta un perfil distinto en las curvas de expansión y de compresión, en los trazos rectilíneos de introducción y sustracción del calor, que se sustituyen por trazos curvos. Además nótese el redondeamiento general de los ángulos agudos del diagrama teórico. Las causas de tales diferencias se explican de esta forma.

---

OÑATE, Jorge. Conocimientos del avión. Motores Alternativos – Ciclo ideal y real del motor. Madrid: Paraninfo, 2003. p. 152 – 155

**Figura 07. Se muestra el ciclo teórico del motor de cuatro tiempos en el diagrama presión-volumen.**



Fuente. OÑATE, Jorge. Motores alternativos. Conocimientos del avión Edit. Paraninfo. Quinta edición. 2003, pág. 153

### **Pérdidas de calor**

En el ciclo teórico son nulas, pero no así en el ciclo real. Como el cilindro está refrigerado para mantener la temperatura de trabajo del motor dentro de los límites, cierta parte del calor de combustión, que debería ir a los gases, se transmite a las paredes y a las aletas de refrigeración.

OÑATE, Jorge. Conocimientos del avión. Motores Alternativos – Ciclo ideal y real del motor. Madrid: Paraninfo, 2003. p. 152 – 155

## **Combustión no instantánea**

En el ciclo teórico ya hemos visto que la combustión se idealiza por una introducción de calor, ocurre a volumen constante y es instantánea, algo que no sucede en el ciclo real. La combustión en el motor es un proceso físico de cierta duración. Si el encendido tuviese lugar justamente en el punto muerto superior (PMS), la combustión se mantendría mientras el émbolo desciende en plena carrera de expansión. La presión media de los gases sería inferior y habría pérdida de trabajo útil. Por ello es necesario anticipar el encendido de forma que la combustión tenga lugar, en su mayor parte, cuando el pistón se encuentra en la proximidad del punto muerto superior (PMS). Esto produce un redondeamiento de la línea teórica 2-3 de introducción del calor y, por tanto, pérdida de trabajo útil representada por el área A.

Por supuesto, esta pérdida es de menor cuantía de la que se tendría sin adelantar el encendido.

## **Solape de válvulas**

En el ciclo teórico, la introducción y sustracción de calor eran procesos instantáneos. En el ciclo real tienen lugar en un tiempo relativamente largo.

La organización práctica de movimiento de las válvulas es la siguiente:

En el curso de la carrera de expansión, la válvula de escape se abre antes de que el émbolo alcance el PMI, permanece abierta durante todo el tiempo de escape, y cierra después de que el émbolo ha pasado por el PMS, es decir cuando el émbolo inicia la carrera de admisión de la carga fresca. Se introduce de esta forma una pérdida de trabajo útil respecto al ciclo ideal marcado con la letra B.

En el curso de la carrera de escape, la válvula de admisión se abre antes de que el émbolo alcance el PMS, permanece abierta durante todo el tiempo de admisión, y cierra después del PMI, es decir, cuando el émbolo ha iniciado la compresión de la mezcla.

La mezcla aire-combustible se comprime en el interior del cilindro, hasta el valor que determina la relación de compresión del motor, con las válvulas de admisión y de escape cerradas.

Aproximadamente, unos  $30^\circ$  de giro de cigüeñal antes de que el émbolo alcance el PMS, se inflama la mezcla por las chispas eléctricas que saltan en la bujía. Las chispas se producen antes de que el émbolo llegue al PMS, porque la combustión

tarda un tiempo en producirse. Quiere decirse que la presión máxima en el interior del cilindro, debida la combustión, se alcanza también con un cierto retraso respecto al salto de las chispas en la bujía.

Si la chispa salta antes del instante correcto resulta que la presión máxima en el cilindro se alcanza antes de que el émbolo llegue al PMS. Se pierde una buena cantidad de potencia del motor. Igualmente, si la chispa salta demasiado tarde, el émbolo se encuentra ya en fase de descenso, hacia el PMI, y también se pierde potencia en el motor.

La presión máxima del gas debe producirse cuando el émbolo se encuentra en el PMS. De esta forma, el aprovechamiento de la energía contenida en el combustible es máximo.

El momento del encendido correcto de la mezcla es un factor importante de la puesta a punto del motor. La combustión normal de la mezcla no es una explosión, sino una propagación de la llama de una zona de la mezcla inflamada a la contigua sin quemar; por tanto el proceso requiere un cierto tiempo para completarse. Esto explica el avance del encendido.

#### **- Par motor**

La biela ejerce una fuerza de giro sobre la manivela del cigüeñal.

Se llama par motor el producto de las fuerzas  $F$  que ejercen las bielas por el brazo o distancia entre el punto de aplicación de las fuerzas y el eje de giro del cigüeñal.

El par motor se representa por la letra  $M$ . La fuerza  $F$  se aplica durante toda la revolución del cigüeñal, de manera que el trabajo que realiza la fuerza  $F$  es  $F \cdot 2\pi r$ .

Ahora bien, como  $F \cdot r$ , es el par  $M$ , resulta que el trabajo es  $M \cdot 2\pi$

#### **- Balance térmico**

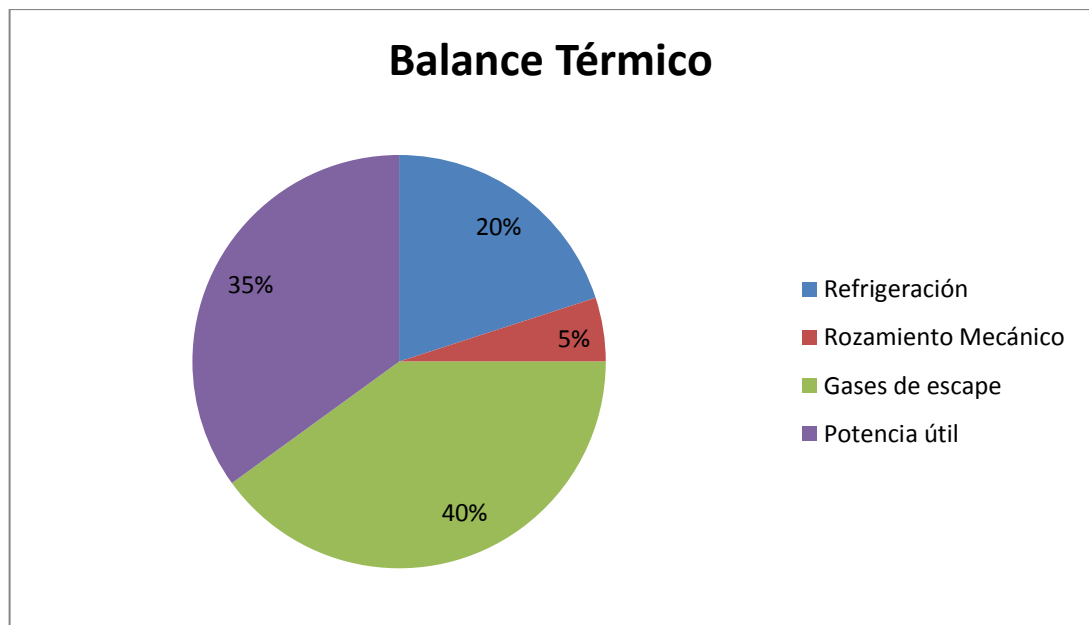
La figura 08, muestra de forma gráfica como se reparte la energía liberada por la combustión de 50 litros de gasolina por hora, en un motor de aviación típico, de pequeña cilindrada, funcionando en condiciones de máximo rendimiento. La combustión de 50 litros por hora de gasolina desarrolla una potencia calorífica de 650 CV, aproximadamente.

---

OÑATE, Jorge. Conocimientos del avión. Motores Alternativos – Par motor. Madrid: Paraninfo, 2003. p. 155

Pues bien, de esta potencia solo unos 200 CV aparece como potencia mecánica útil en el eje de la hélice. La refrigeración (desde luego, necesaria) del motor se lleva casi un 20 por cien de la potencia calorífica total contenida en el combustible (134 CV). El rozamiento entre las partes internas del motor un cinco por cien (33 CV), y finalmente, la mayor porción de pérdidas se debe a los gases de escape (300 CV) que son expulsados a la atmosfera, a alta temperatura. Nada más inútil que dejar una masa caliente en la atmosfera, pero es consecuencia del ciclo de trabajo de las maquinas térmicas.

**Figura 08. Muestra el balance de las potencias útiles y perdidas en un motor de aviación de pequeña cilindrada.**



Fuente. OÑATE, Jorge. Motores alternativos. Conocimientos del avión Edit. Paraninfo. Quinta edición. 2003, pág. 156

#### **5.3.1.4 Carburación e inyección.**

##### **- Carburador**

El objetivo del carburador es preparar la mezcla de aire-combustible mediante un conjunto de procesos físicos para la ignición de esta misma en el interior de los cilindros. Los carburadores son de utilización común en motores no muy potentes debido a que son relativamente económicos y sencillos de fabricar. Los carburadores se clasifican como carburador de flotador utilizado en las aeronaves que poseen motores de rendimiento bajo y el carburador de presión o también conocidos como carburadores de inyección los cuales son utilizados en aeronaves que poseen motores de alto rendimiento.

A continuación se describirá el carburador de flotador y el carburador de presión.

##### **Carburador de flotador**

El carburador de flotador es el de uso más común en los motores de combustión interna sus principales componentes son:

- a) Entrada de admisión del aire.
- b) Inyector principal
- c) Cámara de flotador
- d) Flotador
- e) Aguja del flotador
- f) Válvula de tipo mariposa
- g) Inyector de marcha de ralentí
- h) Cámara de mezcla
- i) Filtro de combustible
- j) Venturi

Al desplazarse hacia abajo el pistón del cilindro, absorbe el aire a través de la entrada de admisión del aire del carburador. La admisión se estrecha en el sitio del inyector principal, y por ello en esta zona aparece una reducción de presión cuando la velocidad de la corriente es elevada. Por efecto de la caída de presión es absorbido combustible de la cámara del flotador, que está bajo presión atmosférica, y el cual es mezclado en el inyector principal con la corriente de aire que circula delante. El combustible que fluye de continuo eleva el flotador, que a su vez mueve la aguja. Tan pronto como el nivel de combustible en la tobera principal este justamente debajo de la abertura.

---

BRUTTING, Georg. Manual aeronáutico para el piloto. Madrid: Paraninfo, 1985. p. 128 – 129

La aguja del flotador ha alcanzado su sitio, interrumpe la llegada de más combustible e impide así el desbordamiento del carburador.

Ahora con el nivel de combustible bajando, el flotador desciende con la aguja, que abre de nuevo el paso y el proceso se inicia una vez más. La válvula mariposa en forma de disco girable sobre un eje esta lista por un lado. Por este lado desemboca en la cámara de mezcla la tobera de ralentí. Según su posición, la válvula mariposa proporciona una mayor o menor sección transversal. Con la abertura completa, el motor marcha a plena carga, y con la posición cerrada, el motor funciona al ralentí. En la pequeña sección libre transversal existe una fuerte baja de presión, que es suficiente para absorber el combustible de la cámara del flotador a través del inyector de ralentí. El inyector principal no tiene actividad ahora. Función de los inyectores es dirigida por la baja presión dominante.

### **Carburador de presión**

Este tipo de carburadores fue muy utilizado en las aeronaves con motores radiales por lo que su uso hoy en día es muy reducido.

Este tipo de carburador presenta tres ventajas en relación con el carburador convencional

- Menor tendencia a la formación de hielo
- Funcionamiento correcto a cualquier actitud de vuelo del avión (la cámara de combustible esta siempre llena de gasolina, no hay en este caso cuba de nivel constante, sometida a los efectos gravitatorios o de posición del avión en el espacio).
- Pulverización fina del combustible, gracias a la inyección a presión de la gasolina. El carburador de presión o también conocido como de inyección introduce la gasolina en el cilindro a una presión mayor que la atmosférica. La alta presión de inyección de las gotas de gasolina permite una división muy fina de estas.

La inyección de la gasolina se realiza en una zona próxima a la entrada del cilindro, una vez que la corriente de aire de admisión ha pasado por el Venturi y por la válvula mariposa. Esta posición física de la inyección permite que la mezcla de aire-combustible no pase por las zonas donde hay cambios rápidos de dirección. En estas zonas actúa sobre la mezcla la fuerza centrífuga debida a los cambios de dirección, situación que favorece la proyección de la mezcla contra las superficies metálicas frías. Tampoco hay objetos metálicos intermedios, como la

propia válvula de mariposa, de manera que, en conjunto, el riesgo de formación de hielo disminuye si se compara con el carburador de flotador.

Los carburadores de presión constan de cinco elementos fundamentales

- Cuerpo del carburador.
- Regulador de presión de combustible.
- Unida de control de combustible.
- Control automático de mezcla.
- Bomba de aceleración e inyector de descarga de combustible

### **- Sistema de inyección**

En motores con sistema de inyección, la preparación de la mezcla de aire-combustible se produce en el alimentador o bien en la ante cámara del alimentador o en el tubo de admisión; y en motores con inyección directa en el cilindro.

El siguiente esquema corresponde a un sistema de inyección continental, la inyección se efectúa en el tubo de admisión delante de la válvula admisión. El dispositivo está compuesto de las siguientes partes

- Bomba de combustible con válvula de retroceso y de sobre presión.
- Válvula tipo mariposa en la entrada de aire, que está unida directamente con la palanca de gas.
- Unidad reguladora, que ajusta el flujo de combustible de acuerdo con la posición de la válvula de mariposa.
- Medidor de presión del combustible.
- Válvula de presión del combustible con conexiones de distribuidor.
- Toberas de inyección.

Las ventajas de un sistema de inyección, en vez de un carburador, son:

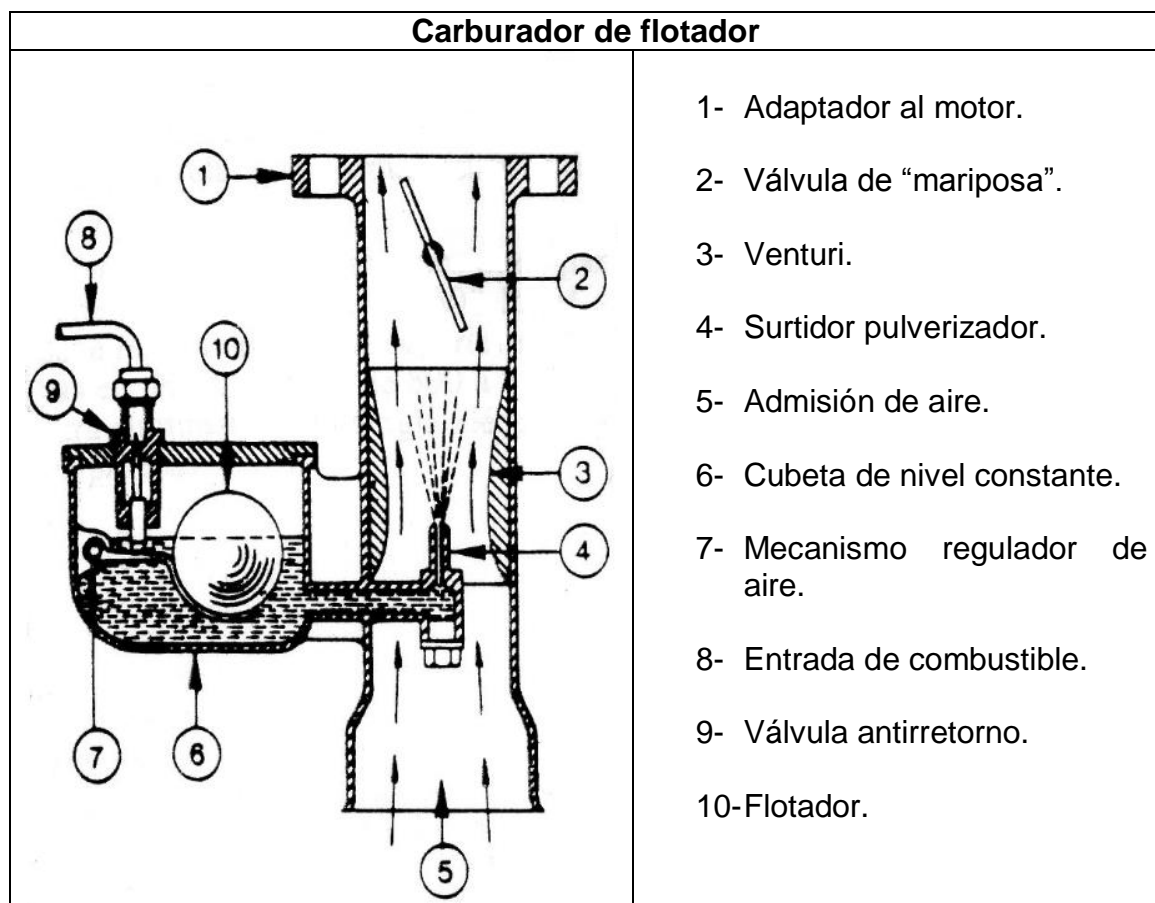
- Mezcal homogénea del combustible
- Protección del sistema de combustible frente a la formación de hielo.
- Mejor flujo de combustible.
- Una respuesta más rápida del acelerador.
- Mejor distribución de combustible.
- Consumo muy económico de combustible, especialmente en sistemas con inyección directa.



Las desventajas de un sistema de inyección, son;

- Dificultad para arrancar en un motor caliente.
- Los problemas asociados con el inicio de un motor que se cierra a causa de la falta en el suministro de combustible.

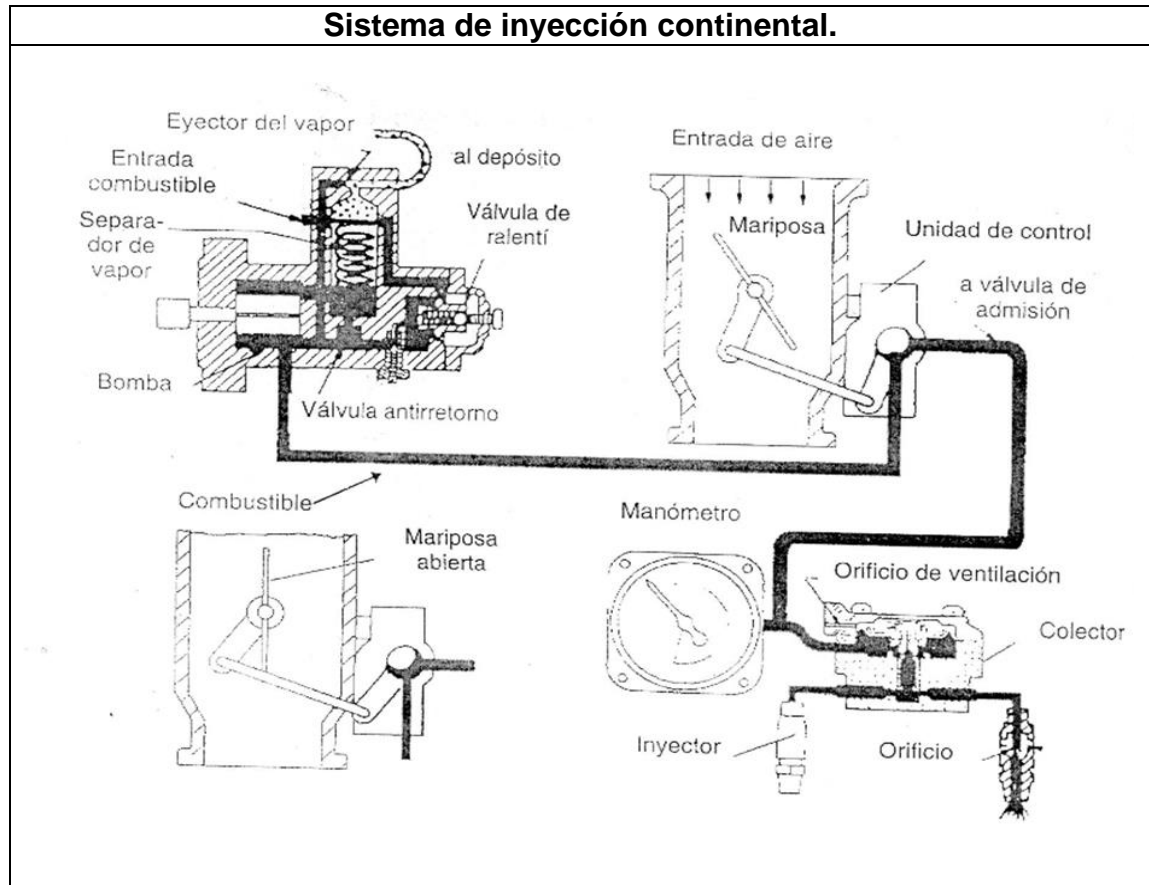
**Figura 09. Muestra se muestra un carburador de flotador.**



Fuente. CUESTA Martin. Vuelo con motor alternativo Edit. Paraninfo. Séptimo edición. 1998, pág. 117

OÑATE, Jorge. Conocimientos del avión. Motores Alternativos – Carburador de presión. Madrid: Paraninfo, 2003. p. 163 – 164

**Figura 10. Muestra el esquema de un sistema de inyección continental.**



Fuente. OÑATE, Jorge. Carburación e inyección. Conocimientos del avión Edit. Paraninfo. Quinta edición. 2003, pág. 182

OÑATE, Jorge. Conocimientos del avión. Motores Alternativos – Carburador de presión. Madrid: Paraninfo, 2003. p. 163 – 164

### 5.3.1.5 Sistema de encendido

Como se ha mencionado anteriormente el objetivo del motor es la transformación de energía química representada en el combustible, en energía mecánica, la cual es utilizada para impulsar la hélice de la aeronave a través de un eje acoplado a esta misma produciendo el desplazamiento de la aeronave a través del aire. Esta transformación se logra mediante la combustión de la mezcla aire-combustible que ocurre en el interior del cilindro, pero para producir esta combustión debe realizarse una explosión violenta de esta mezcla. Esta explosión, se logra mediante la proporción de una chispa eléctrica necesaria para inflamar la mezcla de aire-combustible en la cámara de combustión de cada cilindro del motor.

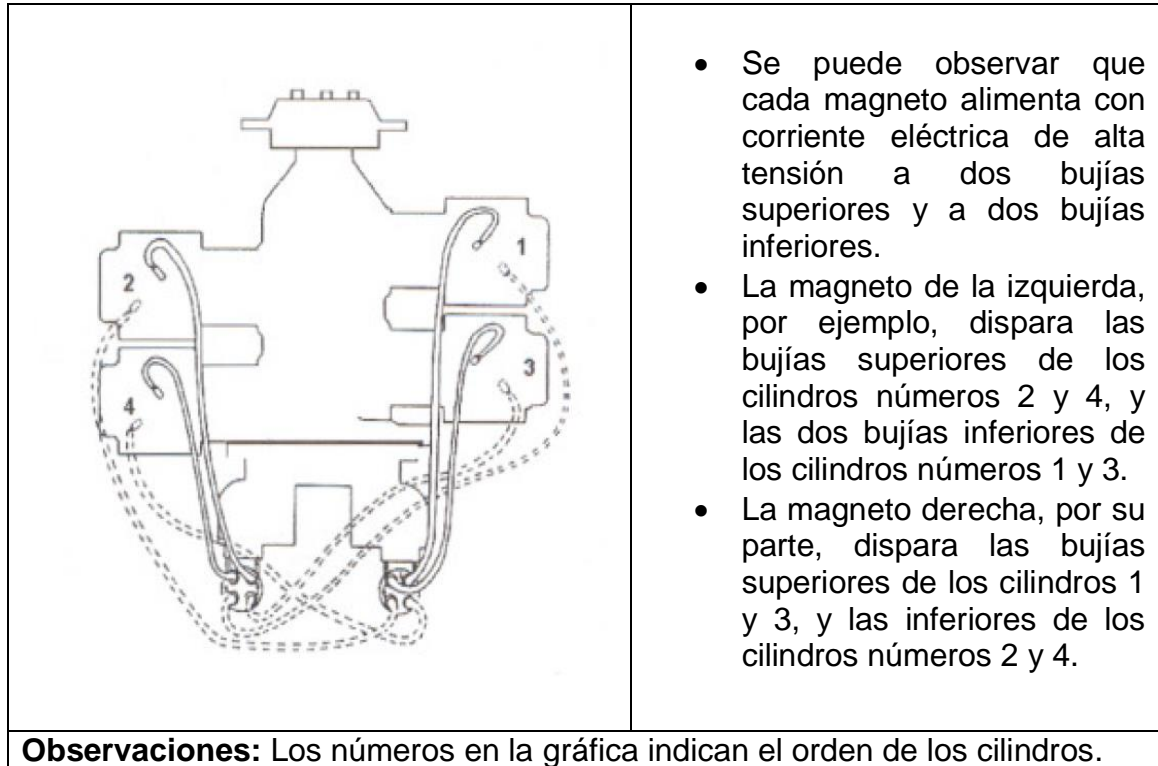
El sistema encargado de proporcionar esta chispa es conocido como el sistema de encendido, los cuales se clasifican:

- **Sistema de encendido por medio de una batería:** Es el sistema de encendido estándar en la industria de la automoción. El sistema tiene como fuente de alimentación la batería o acumulador eléctrico del vehículo.
- **Sistema de encendido por medio del uso de magnetos:** Es el sistema de mayor uso en los motores de las aeronaves, debido a que no requiere algún tipo de fuente de energía externa, como una batería, un generador o depender del sistema eléctrico de la aeronave. Esta ventaja le permite seguir proveyendo las chispas necesarias para la ignición de la mezcla en el interior del cilindro.

### Componentes del sistema de encendido en aeronaves

- Dos magnetos de encendido por motor.
- Debe tener dos bujías por cilindro.
- Debe tener dos circuitos generadores de energía eléctrica independientes, cada uno con la capacidad de alimentar con corriente de alta tensión la bujía correspondiente.
- Un conmutador de encendido.
- Un dispositivo protector contra interferencias “Filtro”.

**En la figura 11. Muestra el esquema del sistema de encendido doble como la disposición de salto de chispa en bujías de motor de cuatro cilindros horizontales y opuestos.**



Fuente. OÑATE, Jorge. Encendido. Conocimientos del avión Edit. Paraninfo. Quinta edición. 2003, pág. 188

### **Operación y funcionamiento del sistema de encendido**

En el panel de instrumentos, hay un interruptor de encendido/starter accionado por llave, el cual tiene cinco posiciones:

- OFF (Apagado).
- R (Right=Derecha) en la cual solo una magneto suministra corriente a su juego de bujías.
- L (Left=Izquierda) lo mismo con la otra magneto y su juego de bujías.
- BOTH (Ambos), ambas magnetos suministran corriente, cada una a su juego de bujías.
- START (Arranque) que acciona el starter que arranca el motor.

OÑATE, Jorge. Conocimientos del avión. Encendido. Madrid: Paraninfo, 2003. p. 186 – 188

Para generar electricidad las magnetos deben girar, así que para poner en marcha el motor el piloto acciona el arranque (llave en START), alimentado por la batería, con lo cual se hace girar al cigüeñal y este a su vez las magnetos. Una vez comienzan a girar, las magnetos producen corriente y hacen saltar en las bujías la chispa que inflama la mezcla de aire y combustible en los cilindros. En el momento en que el motor comienza a girar por sus propios medios (explosiones en los cilindros), el piloto suelta la llave, la cual vuelve automáticamente a su posición de BOTH quedando desactivado el sistema de arranque. El motor sigue su ciclo de trabajo, con el sistema de encendido alimentado por la corriente generada por las magnetos gracias al giro del motor, así que la batería ya no juega ningún papel en el funcionamiento del motor. Esta autonomía de las magnetos posibilita que en vuelo el motor siga funcionando aún con el sistema eléctrico averiado o desconectado por avería.

Para asegurar que el sistema dual de encendido funciona correctamente, se debe comprobar este en la prueba de motores previa al despegue. El procedimiento consiste en: ajustar la potencia al régimen indicado por el fabricante (entre 1700 y 2000 r.p.m. dependiendo del avión); entonces se mueve la llave de encendido desde la posición BOTH hasta la posición L (Left) chequeando en el tacómetro que la caída de r.p.m. no excede de las indicadas por el fabricante (normalmente entre 75 y 100 r.p.m.); seguidamente se vuelve a la posición BOTH y se repite el mismo procedimiento llevando la llave esta vez a la posición R (Right) y comprobando en el tacómetro la caída de r.p.m. La diferencia en la caída de r.p.m. con la llave en L y con la llave en R tampoco debe superar las indicadas por el fabricante (unas 50 r.p.m.). Antes de realizar este procedimiento conviene asegurarse de que la temperatura y la presión del aceite tengan valores normales (indicadores en verde).

Para apagar el motor de un automóvil, basta con girar la llave de encendido y extraerla, pero el peculiar sistema de encendido del motor de un avión hace esto algo diferente. En primer lugar, se mueve la palanca de la mezcla de combustible a la posición de mínima para interrumpir la alimentación al motor; una vez que el motor se para, es cuando se lleva la llave de encendido a la posición OFF. De esta manera se garantiza que no queda combustible en los cilindros, lo cual podría hacer que el motor se pusiera en marcha si alguien mueve accidentalmente la hélice con la llave de encendido puesta, aun cuando el interruptor eléctrico principal (master) esté apagado.

---

OÑATE, Jorge. Conocimientos del avión. Encendido. Madrid: Paraninfo, 2003. p. 188 – 192

### **5.3.1.6 Sistema de lubricación y refrigeración en aeronaves con motor alternativo**

#### **- Lubricación en los motores alternativos**

La lubricación en los motores alternativos tiene como objetivo reducir el desgaste producido entre las piezas en contacto y con movimiento relativo, lo cual se consigue por medio del sistema de lubricación, el cual interpone una fina capa o película de lubricante entre las piezas, y además refrigerar mediante el propio lubricante las partes del motor a las que no puede acceder el sistema de refrigeración.

El engrase depende de la cantidad de aceite suministrado, de la fijación y el mantenimiento de la película de lubricante entre las superficies en contacto, de la evacuación del aceite y de la evacuación del calor.

El caudal de lubricante que circula entre las piezas del motor es pequeño, la elevación de la temperatura producida por el rozamiento de las piezas en contacto, con movimiento relativo y la combustión de la mezcla de aire-combustible, puede llegar a ser tan significativa como peligrosa para la integridad de las piezas y componentes del motor, si no se logra una evacuación de la calor producida en las diferentes zonas del motor. Para evitar que la temperatura del lubricante alcance valores por encima de los límites permisibles, normalmente 120°C, lo que produciría una pérdida de las cualidades y propiedades del lubricante. Para que esto no suceda el lubricante es refrigerado por medio de la instalación de un radiador, el cual es refrigerado por medio del aire que se toma del exterior de la aeronave, el cual pasa a través de dicho radiador y es expulsado de nuevo hacia el exterior de la aeronave.

En los motores de aviación, la diferencia de temperatura de salida y de entrada del lubricante en el motor es entre 10 y 30 °C. La temperatura de entrada del lubricante al motor es aproximadamente de 70 °C, y la temperatura de salida es de 100 °C.

El sistema de aceite para la lubricación de un motor se encuentra dividido en dos partes fundamentales: la parte interior al motor llamada zona de lubricación principal, y la parte exterior del motor, o circuito auxiliar de aceite, para: almacenamiento, control de temperatura y recuperación de aceite.

---

CUESTA Martín. Vuelo con motor alternativo. Lubricación – Carrera. Madrid: Paraninfo, 1998. p. 227 – 228

En los motores de aviación, la presión del lubricante a entrada del motor está regulada normalmente a 5 kg/cm<sup>2</sup>. El caudal de aceite proporcionado por la bomba es de aproximadamente 0,02 a 0.1 litros/cv/minuto y el consumo de aceite normal a efectos de reemplazamiento, es de 1litro cada 500 cv, por hora de funcionamiento.

Las válvulas de presión y recuperación del aceite son normalmente del tipo de engranajes; en los motores grandes normalmente existen además de la bomba de presión única para todo el motor, dos bombas de recuperación, una en el cárter posterior y otra en el cárter delantero, con retorno común a través de la válvula termostática del radiador.

La bomba de recuperación del motor hace fluir el lubricante, a través de la válvula reguladora situada junto al radiador. Esta válvula reguladora es realmente un conjunto de tres válvulas:

- Una válvula de alivio de sobrepresión que impide el paso de lubricante a través del radiador cuando la temperatura es baja y por lo tanto la presión alta, retornando directamente el lubricante al depósito.
- Una válvula de derivación, que hace pasar el lubricante solamente por la envuelta exterior del radiador, cuando la temperatura alcanza un valor medio que no exige el paso de todo el lubricante por el radiador.
- Una válvula que permite el paso de todo el lubricante por el radiador cuando la temperatura es elevada, refrigerándose el lubricante antes de pasar al depósito.

El flujo de aire a través del radiador de lubricante es regulado mediante una persiana situada a la salida o a la entrada del radiador. La persiana se mueve mediante un actuador controlado eléctricamente o bien manualmente por el piloto, o automáticamente por un interruptor del tipo termostático, instalado en la línea de retorno de aceite al depósito.

Para asegurar la fluidez del lubricante a bajas temperaturas, es menester someterle a un precalentamiento en el sistema de alimentación para que alcance temperaturas superiores a 0 °C especialmente antes del arranque, pues en caso contrario, podría resultar dañado el motor.

---

CUESTA Martin. Vuelo con motor alternativo. Lubricación – Carrera. Madrid: Paraninfo, 1998. p. 228 – 229

En condiciones de extremo frío, es menester someter al aceite de lubricación a dilución por alimentación de combustible, para reducir la viscosidad del lubricante. El sistema de dilución del lubricante debe operarse a bajas revoluciones del motor, actuando sobre una válvula solenoide controlada por un interruptor en el puesto del piloto. Al actuar esta válvula se observará una ligera caída en la presión del combustible y un incremento de consumo en este mismo. El combustible fluye a una válvula que puede actuarse en tierra para el drenaje y uniéndose aquí el aceite procedente de la zona caliente del depósito, fluye junto con él a la bomba de presión del motor.

Una separación central en el depósito de lubricante permite que solamente una parte de este pueda ser sometido a dilución, eliminándose de esta forma que la dilución se extienda a todo el aceite.

Si la temperatura del lubricante alcanza valores superiores aproximadamente a 50 °C, durante la operación de dilución, debe prepararse el motor y permitir que se enfriara el aceite. También la presión del lubricante tiene un valor máximo permisible, actuando la dilución y nunca debe ser menor a 1,5 kg/cm<sup>2</sup>. La dilución es necesaria con temperaturas por debajo de los 5 °C y es aconsejable que sea acompañada previamente de un calentamiento del motor en su zona de accesorios, dependiendo el tiempo del calentamiento de las temperaturas de descarga del calentador y de su capacidad.

En todo sistema de lubricación, la operación del filtrado del lubricante es de principal importancia, en tanto que deba asegurarse la pureza del aceite exigida para un buen engrase. A este efecto, en los circuitos de presión y recuperación existe al menos un filtro. Estos filtros tienen unos periodos límites de comprobación en cuanto a su estado y limpieza, para detectar la presencia de partículas metálicas que indique fallo en alguna pieza del motor. Dado que el índice de fallo más peligroso es detectar en el filtro partículas de acero, normalmente el filtro de recuperación incorpora un tapón magnético que puede observarse sin necesidad de desmontar el filtro y comprobar si existen partículas metálicas entre los imanes del tapón. Esto permite inspecciones con gran frecuencia sin la exigencia del desmontaje del filtro, cuya operación queda relevada a periodos de tiempo superior normalmente a 50 horas de funcionamiento del motor. Los filtros están formados por diversas capas de elementos metálicos situados entre espaciadores que permiten el paso de aceite a su través.



## **Consumo de lubricante**

Es normal que un motor nuevo o recientemente sometido a revisión general tenga un consumo de lubricante mayor que el normal hasta que funcione 25 o 30 horas, tras las cuales el consumo del lubricante debe estabilizarse a un nivel por debajo del máximo establecido por el fabricante del motor. Después durante su vida de servicio, si se observase un notable aumento del consumo de lubricante en un intervalo de 25 horas o menos, es señal de funcionamiento anormal que ha de investigarse.

El filtro deberá ser cuidadosamente inspeccionado, y deberá hacerse una comprobación de la relación de compresión y observación boroscópica de los cilindros y cámaras de combustión.

## **Filtro de lubricante**

Bajo condiciones operativas normales, el aceite debe ser cambiado cada 50 horas de funcionamiento del motor y el filtro también cada 50 horas, examinando con detalle la posible evidencia de material acumulado en el filtro. Sin embargo cuando se opera en condiciones atmosféricas de polvo o en climas fríos, el cambio de aceite y del filtro ha de hacerse a intervalos de tiempo menores, incluso cada 25 horas.

## **Análisis espectrométrico del lubricante**

Hay cinco tipos de contaminantes sólidos en los aceites de lubricación: Carbón, gomas, impurezas del aceite, arenas y partículas metálicas.

La contaminación por partículas carbonosas aparecen por la combustión incompleta, que puede surgir por operar a muy altas RPM, alta presión de admisión y altas temperaturas.

Las gomas se forman cuando un motor se opera poco, cuando la mezcla aire-combustible no es la correcta y por defectos de los segmentos.

Las impurezas del aceite precipitan principalmente a elevadas temperaturas.

La arena es uno de los contaminantes más corrientes en los aceites lubricantes para aviación, y contra ella la única protección es poner el filtro de admisión en la posición de “filtrado” cuando se vuela en atmosfera polvorienta.

---

CUESTA Martin. Vuelo con motor alternativo. Lubricación – Carrera. Madrid: Paraninfo, 1998. p. 230 – 231

La contaminación más crítica es la de partículas metálicas cuyo índice de contaminación se determina por medio del análisis espectrométrico. Mediante este análisis puede determinarse el número de partículas metálicas por millón de partes de aceite, detectadas mediante las diferentes longitudes de onda emitidas por las partículas metálicas sometidas a la vaporización de la muestra.

### **- Sistema de refrigeración en aeronaves con motor alternativo**

El sistema de refrigeración tiene como objetivo principal disminuir la temperatura y extraer el calor residual generado en el motor por la combustión de la mezcla de aire-combustible, este calor se transfiere a la atmosfera.

En los motores alternativos para aviación se emplean tres métodos diferentes para la refrigeración de estos mismos los cuales son:

- Refrigeración por líquido.
- Refrigeración por Aire
- Refrigeración mixta (líquido y aire).

**Refrigeración por líquido:** la refrigeración por líquido es uno de los métodos de refrigeración más utilizados en aviación, En un principio fue muy común en las primeras aeronaves, pero con la construcción de aeronaves que incluían mejores diseños aerodinámicos y motores de alto rendimiento permitieron que las aeronaves volaran a mayores altitudes, lo que produjo varios inconvenientes con este método de refrigeración ya que el líquido más utilizado en ese momento era el agua por ser barata.

Las desventajas de la refrigeración líquida con agua son:

- Mayor incremento en el peso del motor.
- Mayor mantenimiento que a su vez producían altos costos en los programas de mantenimiento.
- No se tenía conocimiento que el agua hierve a menor temperatura conforme disminuye la presión y que esta se congela a mayor altitud sobre el nivel del mar debido a que la temperatura disminuye aproximadamente 1°C cada 150 m.
- Si presentaban fugas de agua que producían daños estructurales en los pistones, camisas y culata.

Con el surgimiento de la segunda guerra mundial el fabricante de motores Allison Engine Company logro una innovación exitosa en la refrigeración líquida al utilizar una mezcla de etileno y glicol en su motor Allison V-12, con los cuales se motorizaban los Lockheed P-38 Lightning. Cuando la segunda guerra mundial estaba finalizando la empresa Messerschmitt AG, fabrico el primer avión de combate de reacción del mundo en estado operacional el Messerschmitt Me 262. Pero al finalizar la guerra y con la desaparición del régimen nazi varias de estas aeronaves fueron capturadas por la Unión de Repúblicas Socialistas Soviéticas y por Estados Unidos quienes realizaron sus propias investigaciones y fabricaron en serie diferentes tipos de motores a reacción los cuales utilizan la refrigeración por aire desplazando la refrigeración por líquido a una determinadas categorías de aeronaves.

En la actualidad la refrigeración líquida es utilizada en la industria automovilística y en las aeronaves con motores de poca potencia como en ultraligeros, ultralivianos y un poco en aviación general y deportiva. Para estos casos se hace circular el líquido refrigerante conocidos como aceites refrigerantes o lubricantes mediante bombas que impulsan estos líquidos por canales internos del motor, los cuales son enfriados en un radiador que a su vez es refrigerado por medio del aire en marcha tomado del exterior por aperturas o tomas de aire.

**Refrigeración por aire:** la refrigeración por aire es el método más utilizado en aviación. Se usa en aeronaves con motores radiales y en motores de cilindros horizontalmente opuestos. Existen dos métodos de refrigeración por aire conocidos como refrigeración por circulación forzada y refrigeración por corriente libre, cada uno se explicara a continuación.

### **1. Refrigeración por circulación forzada:**

Estos motores son refrigerados con el aire del propio ambiente donde se encuentran, el cual se hace que fluya por el compartimiento del motor a través de unas aberturas ubicadas en la parte frontal de la cubierta del motor. Los cilindros están provistos de aletas para evacuar el calor producido por la quema del combustible en su interior, estas aletas para refrigeración son de aleación ligera a base de aluminio en la zona de la culata para favorecer la rápida evacuación de calor por su elevada conductividad térmica. Las aletas ubicadas en la zona del cilindro son normalmente de acero.

Los cilindros están sometidos a la acción de la corriente de aire, la cual es canalizada en el interior de compartimiento de motor por medio de tabiques desviadores, deflectoras conocidas en los países de habla inglesa como Baffles y juntas de sellado, creando zonas de altas y bajas presiones produciendo un flujo transversal de aire para refrigerar las zonas más calientes de los cilindros. La expulsión de este aire caliente se lleva a cabo a través de una o más aberturas en la, parte inferior de la popa del motor.

## **2. Refrigeración por corriente libre**

Este método de refrigeración es utilizado en aeronaves con motores radiales o conocidos también como motores en estrella por la posición de sus cilindros, en aeronaves ultraligeras y en aeromodelos con motores de combustión interna ya que los cilindros se encuentran expuestos al flujo de aire del propio ambiente donde se encuentran, es decir al viento, el cual pasa a través de los cilindros y del motor, sin ningún mecanismo de control que dirija o tenga control alguno sobre este flujo de aire utilizado para la refrigeración en estas aeronaves.

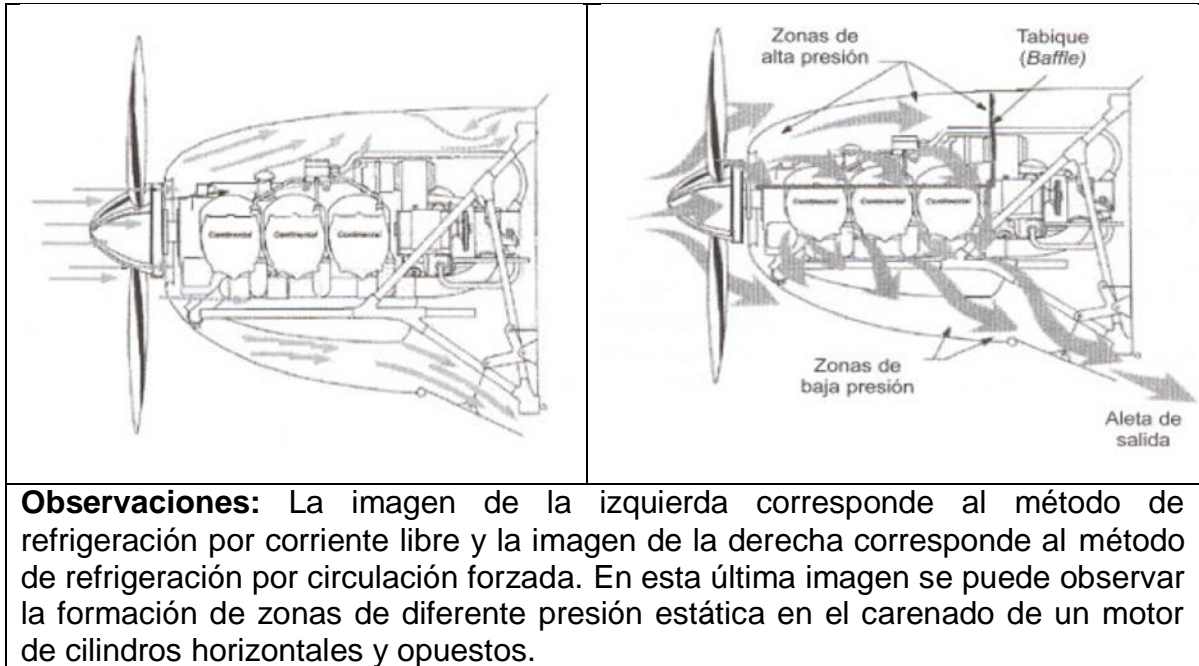
En este método de refrigeración no se necesita de ningún sistema, aberturas o persianas para la expulsión del flujo del aire sus principales desventajas son:

- Cuando este método se empezó a utilizar en aeronaves en las cuales el motor se encuentra ubicado dentro de un carenaje, el aire que entraba al interior de este aumentaba la resistencia aerodinámica total del avión.
- El aire seguía el camino más fácil y creaba un flujo de retroceso de aire más caliente hacia la zona de entrada del motor, lo cual disminuía la eficiencia en la refrigeración del motor y sus cilindros.

## **Refrigeración mixta (líquido y aire).**

Es el método de refrigeración mixto más utilizado en la actualidad como su nombre lo dice en él se emplea la refrigeración con circulación de aire forzado para la refrigeración de los cilindros del motor y la refrigeración por líquido en la cual se utiliza un radiador o intercambiador de calor, el cual es enfriado por medio de un flujo de aire para refrigerar el aceite lubricante que se encarga de extraer la calor del motor mediante conductos internos en este mismo, como también la aplicación de una capa para proteger y reducir el desgaste producido entre las piezas en contacto y con movimiento relativo.

**En la figura 12. Muestra los dos métodos de refrigeración con aire utilizados en aviación: Refrigeración por corriente libre y de Refrigeración por circulación forzada.**



Fuente. OÑATE, Jorge. Refrigeración del Motor Alternativo. Conocimientos del avión Edit. Paraninfo. Quinta edición. 2003, pág. 212

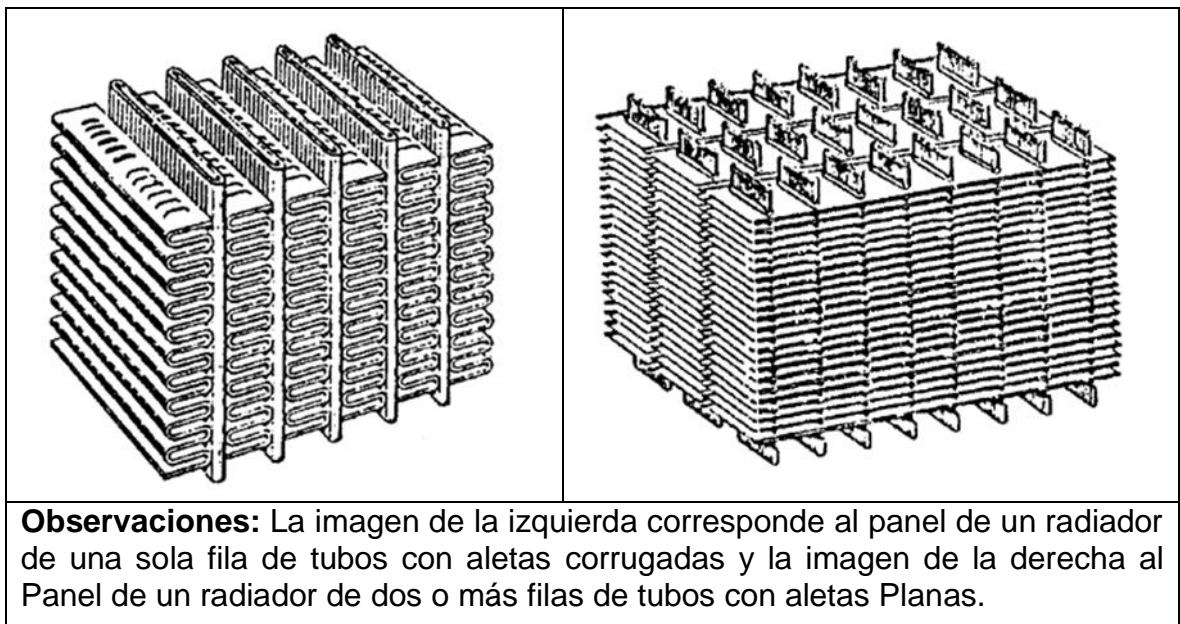
### **5.3.1.7 El radiador y su importancia en el sistema de refrigeración.**

Como uno de los objetivos de este proyecto de grado es dar solución a la anotación repetitiva de un incremento de la alta temperatura del aceite del motor durante las diferentes fases del vuelo de la aeronave y al mejoramiento del sistema de refrigeración de esta misma. Se identificó que uno de los principales inconvenientes del sistema de refrigeración, es la posición del radiador en las primeras aeronaves, ya que el radiador se encontraba ubicado detrás del motor de la aeronave, a la misma altura de los cilindros del motor, lo cual no permitía un buen proceso de refrigeración de este mismo, el cual se explicara más adelante en la parte de resultados y conclusiones de presente trabajo de grado.

Para que el lector pueda comprender esta problemática es necesario dar una breve explicación teórica del radiador y su importancia en los sistemas de refrigeración de los motores de combustión interna.

El radiador es un intercambiador de calor de líquido - aire, el cual tiene como función refrigerar el aceite lubricante o el líquido refrigerante que se encarga de extraer el calor del motor mediante conductos internos en este mismo, el radiador está compuesto por tres partes fundamentales un panel y dos depósitos. El panel cuyo interior puede estar formado por una sola fila de tubos planos o por dos o más filas de tubos, los cuales están separados por unas láminas o por una serie de aletas, las cuales pueden ser de forma ondulada o planas en este caso, los tubos pueden ser redondos. Estas aletas tienen como misión aumentar la superficie de contacto con el aire, el aceite lubricante o el líquido refrigerante que circula por los tubos cede su calor a través de las aletas. Estas láminas o aletas se enfrían a su vez mediante la corriente de aire que se forma durante la marcha o bien mediante el empleo de un ventilador.

**En la figura 13. Muestra los dos tipos de aletas utilizadas en los paneles de los radiadores para aumentar la superficie de contacto con el aire.**



Fuente. Comisión Venezolana de normas industriales (COVENIN). Radiadores para vehículos automotores. Fecha de Edición abril 14 de 1993, pág. 12

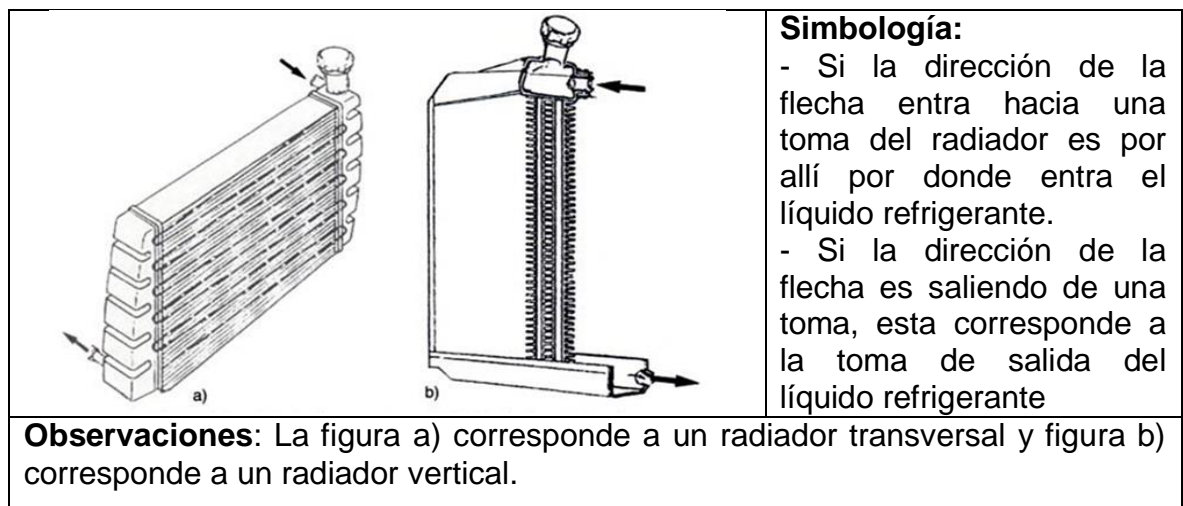
Comisión Venezolana de normas industriales (COVENIN). Radiadores para vehículos automotores. Fecha de Edición abril 14 de 1993, pág. 12

Los tubos y las aletas de los radiadores suelen fabricarse en latón o cobre, los cuales tienen una buena resistencia a la corrosión, alta conductividad térmica, fácil fabricación, y fácil reparación mediante soldadura. Para la industria de la aviación donde se utilizan Motores de cilindros horizontales y opuestos o motores radiales. Los tubos, aletas y los depósitos del radiador suelen fabricarse en aluminio por ser un material con buena conductividad térmica, contribuye con la disminución del peso del radiador y permite un laminado más fino.

Las otras dos partes fundamentales del radiador son los depósitos - el de entrada y el de salida - en los cuales se encuentran ubicados la toma de entrada y salida del líquido refrigerante, como también la boca de llenado. Los depósitos están unidos mediante el panel, si los tubos del panel van dispuestos verticalmente, los depósitos se encuentran ubicados uno arriba y el otro debajo y si los tubos están dispuestos horizontalmente, los depósitos se encuentran ubicados uno a cada lado.

Los primeros depósitos se fabricaban en chapa de latón, actualmente en la industria automovilística se fabrican en plástico y van engarzados con interposición de una junta y una placa de ensamblado al panel. En la industria de la aviación los depósitos se fabrican en aluminio y se encuentran unidos al panel mediante una soldadura de estaño.

**En la figura 14. Se puede observar un radiador transversal y uno vertical.**



Fuente. PARERA, Albert Martí. Elementos de ventilación y calefacción. Sistemas de seguridad y confort en vehículos automóviles Edit. Boixareu. Primera edición año 2000, pág. 57

Los radiadores se pueden clasificar, según la dirección del flujo del líquido en su interior y pueden ser de flujo vertical o de flujo transversal.

Cuando el flujo del radiador, sigue el sentido de la aceleración de la gravedad, y se desplaza desde el depósito superior, o de entrada, hasta el depósito inferior, o de salida, se le conoce a este tipo de radiador como de flujo vertical.

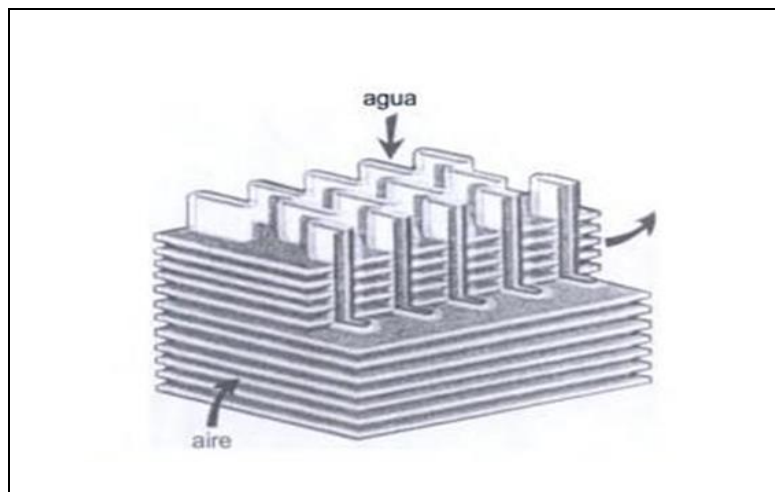
En los radiadores de flujo transversal el líquido circula en direcciones horizontales y los depósitos se encuentran ubicados a la derecha e izquierda del panel.

#### **- Clasificación de los radiadores según su estructura interna**

##### **Radiadores tubulares**

En los radiadores, el calor se transmite desde el líquido refrigerante a los tubos del radiador por conducción y desde los tubos por medio de las aletas soldadas a ellos al aire atmosférico por radiación y convección. Los radiadores tubulares aprovechan al máximo estas tres formas de transferencia de calor, como también el diseño de las aristas de las aletas unidas a los tubos de este tipo de radiadores. Por estas razones están formados por un determinado número de tubos que se unen a los depósitos. Estos tubos van unidos a una serie de chapas o aletas que se ajustan a la forma del tubo por un agujero central y una vez soldadas a los tubos ofrecen una gran superficie de contacto para que el aire tome el calor.

**En la figura 15. Se puede observar la disposición de los tubos y las aletas en un radiador tubular.**



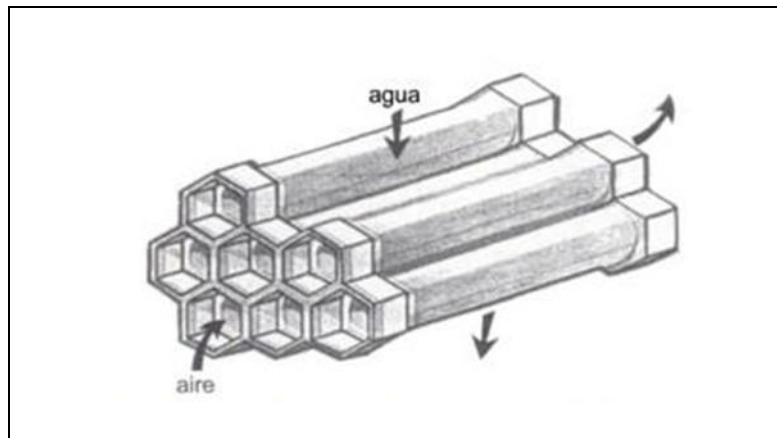
Fuente. PARERA, Albert Martí. Elementos de ventilación y calefacción. Sistemas de seguridad y confort en vehículos automóviles Edit. Boixareu. Primera edición año 2000, pág. 58



### **Radiadores de panal o de nido de abeja**

En este tipo de radiadores los tubos tienen forma hexagonal y están encapsulados en una estructura rectangular uniendo los depósitos. En el interior de los tubos circula agua que enfría el líquido refrigerante que circula por la estructura rectangular. Es importante resaltar que los tubos hexagonales se encuentran soldados a las paredes de la estructura rectangular dándole al radiador una forma de panal de abejas. Este tipo de radiador tiene dos desventajas importantes primero su construcción es más compleja y su forma robusta no permite una eficaz eliminación del calor por radiación.

**En la figura 16. Se puede observar la disposición de los tubos hexagonales en un radiador de panal o de nido de abeja.**



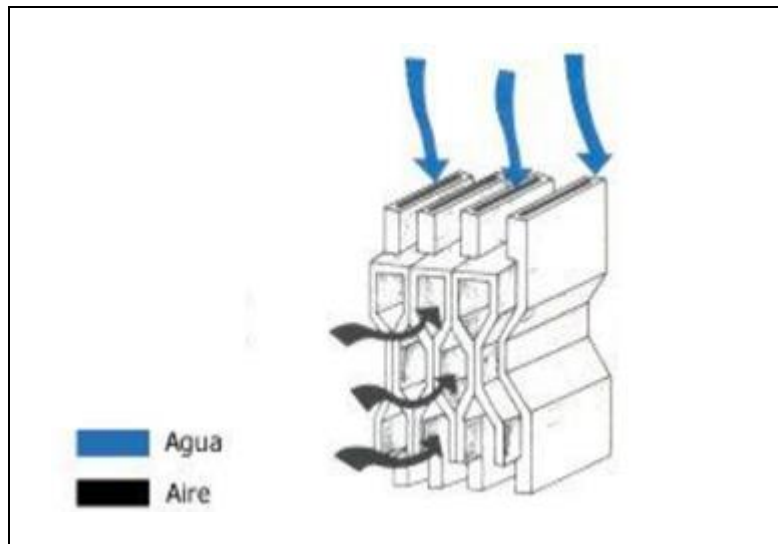
Fuente. PARERA, Albert Martí. Elementos de ventilación y calefacción. Sistemas de seguridad y confort en vehículos automóviles Edit. Boixareu. Primera edición año 2000, pág. 58

### **Radiadores de láminas de agua**

En este tipo de radiador el agua o el líquido refrigerante circula por tubos planos dispuestos verticalmente, los cuales en la mayoría de los casos no son rectos, si no tienen forma de líneas en zigzag o líneas quebradas, creando espacios con forma de rombos o con forma hexagonales por donde se introducen tubos con estas mismas formas por los cuales circula el aire que se forma durante la marcha del vehículo o bien mediante el empleo de un ventilador. Este tipo de radiador tiene varias desventajas las cuales son:

- Su construcción es más compleja
- Son más pesados que los radiadores tubulares y de panal
- En caso de una avería o rotura su mantenimiento es más complejo

**En la figura 17. Se puede observar un radiador de láminas de agua**



Fuente. Imagen. Disponible en la página web: <http://www.definicionabc.com/wp-content/uploads/tipos-de-radiador.jpg>

#### **5.3.1.8 Intercambiadores de calor y su importancia en el diseño de radiadores**

Los intercambiadores de calor son aparatos para transferir calor desde una corriente fluida caliente a una corriente fluida fría, evitando que se mezclen entre sí. En la actualidad los intercambiadores de calor tienen una gran cantidad de aplicaciones como en sistemas domésticos de calefacción, acondicionamiento del aire en espacios cerrados como edificios o vehículos, radiadores en máquinas de combustión interna, calderas, condensadores, y precalentadores o enfriamiento de fluidos.

El funcionamiento de los intercambiadores de calor está relacionado con los tres mecanismos de transferencia de calor: conducción, convección, radiación. Por ejemplo, en el radiador de un automóvil el calor se transmite desde el agua o el líquido refrigerante a los tubos del radiador por conducción y desde los tubos por medio de las aletas soldadas a ellos hacia el aire que fluye a través de ellas por radiación y convección.

---

PARERA, Albert Martí. Elementos de ventilación y calefacción. Sistemas de seguridad y confort en vehículos automóviles Edit. Boixareu. 2000, pág. 57

## - Clasificación de los intercambiadores de calor

Los intercambiadores de calor se suelen clasificar de acuerdo con el arreglo del flujo, la utilidad y el tipo de construcción.

### Intercambiadores de calor según el arreglo del flujo.

- **Intercambiadores de calor de flujo paralelo:** En este tipo de arreglo, los fluidos caliente y frío entran en el intercambiador de calor por el mismo extremo, fluyen en la misma dirección y salen por la misma dirección.
- **Intercambiadores de calor de flujo cruzado:** En los intercambiadores de calor de flujo cruzado uno de los fluidos fluye de manera perpendicular al otro fluido, Es decir, uno de los dos fluidos pasa a través de tubos mientras que el otro pasa alrededor de dichos tubos formando un ángulo de 90°, la disposición de flujo cruzado proporciona una mejor separación en comparación con la disposición en paralelo.
- **Intercambiadores de calor de contraflujo:** En este tipo de arreglo, los fluidos caliente y frío entran al intercambiador de calor por extremos opuestos, fluyen en direcciones o puestas, y salen por extremos opuestos.

### Intercambiadores de calor según su utilidad.

- **Intercambiador de calor entálpico:** Se emplean para recuperar la energía de los gases de escape de una turbina a gas, de un motor de combustión interna o de los humos de una caldera.
- **Intercambiador de calor precalentadores de agua y aire:** como su nombre lo indica, se utilizan para precalentar el agua o el aire de una caldera, generador de vapor o, incluso, precalentadores de aire en sistemas de renovación de aire.

### Intercambiadores de calor según su tipo de construcción.

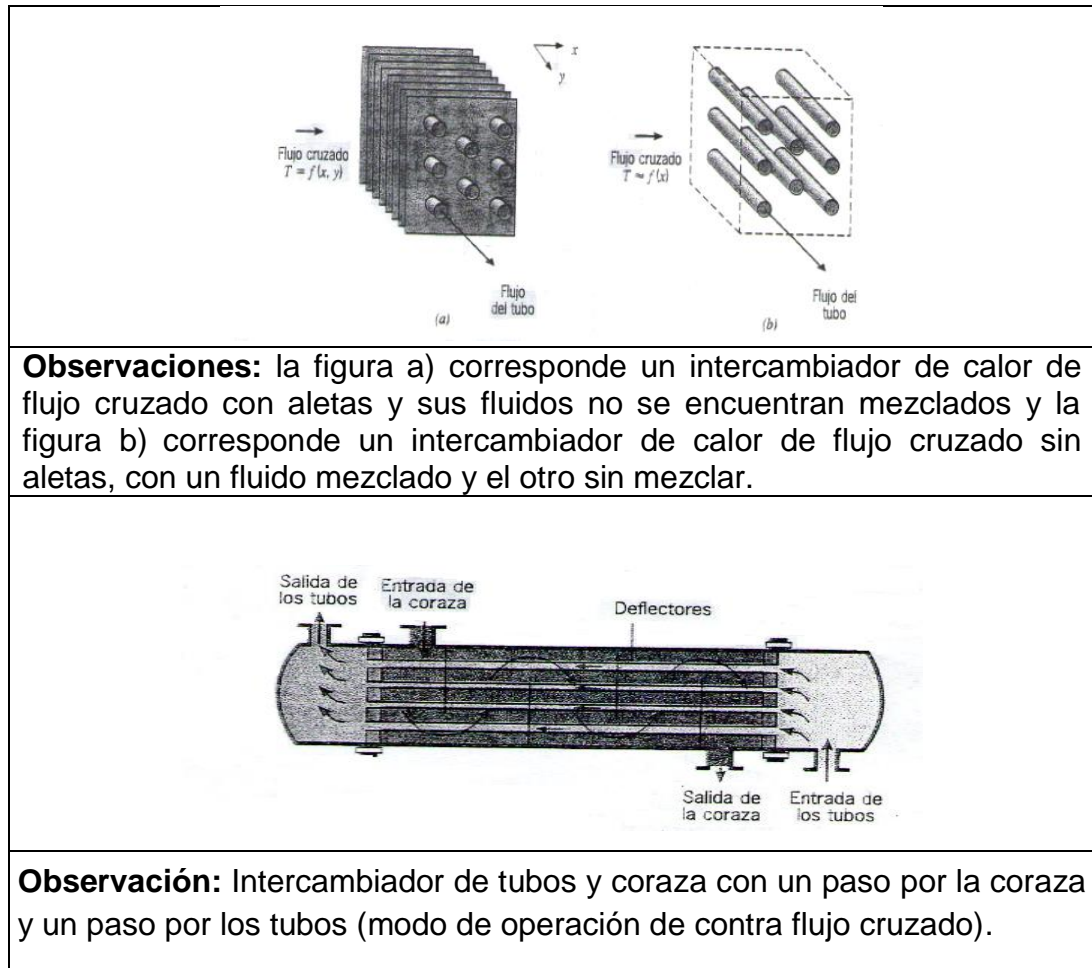
- **Intercambiadores de tubo concéntrico:** Están formados por dos tubos concéntricos. Uno de los fluidos pasa por el tubo interior y el otro por el espacio anular que queda libre entre ambos, el sentido de desplazamiento de los fluidos puede ser de flujo paralelo o a contracorriente. Sobre todo en este tipo de intercambiadores, es muy importante tener en cuenta que el diseño de los tubos permita el máximo contraste térmico entre los tubos, mediante turbuladores o la forma de los tubos.

---

PARERA, Albert Martí. Elementos de ventilación y calefacción. Sistemas de seguridad y confort en vehículos automóviles Edit. Boixareu. 2000, pág. 57 - 58

- **Intercambiadores de carcasa y tubo:** Están constituidos por una carcasa, generalmente de forma cilíndrica, que tiene en su interior un sistema de tubos conectados de forma tal que el fluido que pasa por los tubos haga un solo recorrido a lo largo de la carcasa (de un paso) o dos recorridos ( de dos pasos), etc. El otro fluido circula por el espacio comprendido entre los tubos y la carcasa. Este también puede hacerlo en un paso o en más de uno.
- **Intercambiadores de placas:** Están formados por placas paralelas dispuestas de tal modo que uno de los fluidos pasa por los canales impares y el otro por los canales pares.

En la figura 18. Se puede observar dos tipos de intercambiadores de calor de flujo cruzado y un intercambiador de calor de tubos y coraza.



### 5.3.1.9 Hélice

#### - **Objetivo y acción principal de la hélice**

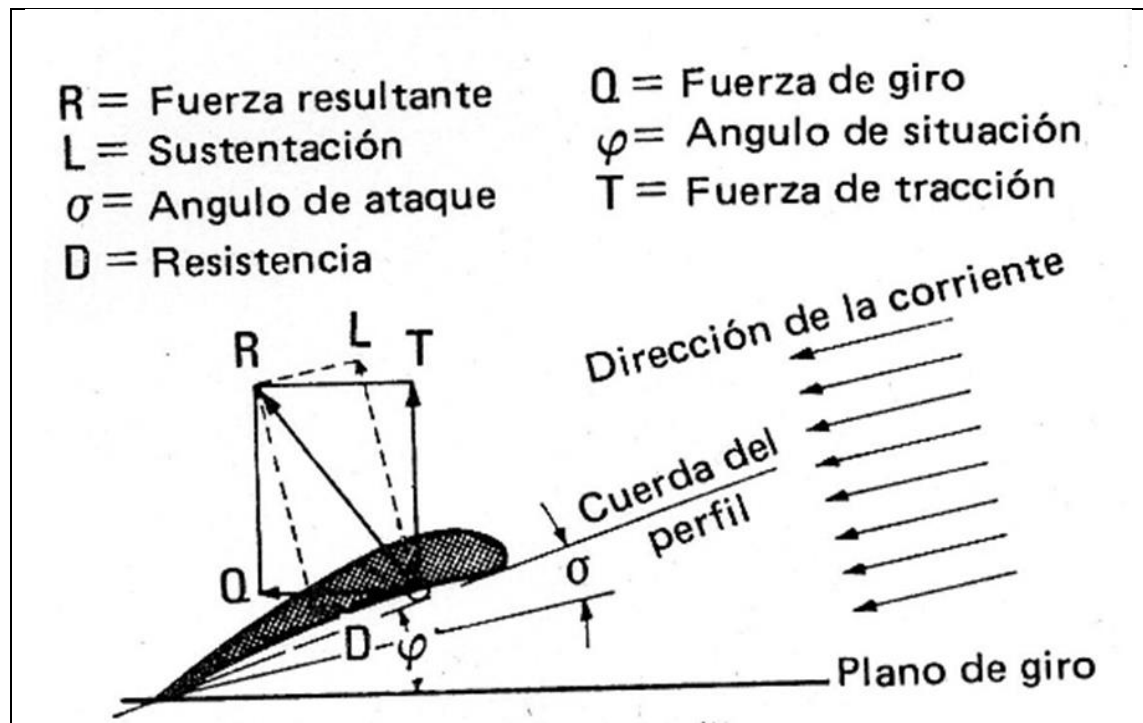
El objetivo principal de la hélice es transformar el momento de giro en una fuerza dirigida hacia adelante denominada “tracción”.

Si se observa la sección transversal de la blade de la hélice, se halla una forma similar a la del ala. Por efecto de este perfil aparecen durante el movimiento, determinadas fuerzas aerodinámicas

Si se hace circular una corriente de aire alrededor del perfil, se forma la sustentación “L” verticalmente a la dirección de la corriente, y la resistencia “D” en la dirección de la corriente del aire. De estas fuerzas sale la resultante “R”. Pero nosotros nos interesamos en la magnitud de la fuerza que actúa en dirección de vuelo, y seguimos descomponiendo la resultante “R”. Obtenemos en la tracción “T” una fuerza que es responsable por su magnitud del avance o de la velocidad del avión. Obtenemos también una segunda fuerza “Q”, vertical a “T”. La fuerza “Q” está situada en el plano de giro y actúa como sobre carga del motor, es decir, opuesta al momento de giro.

Los dos ángulos señalados son  $\alpha$  = ángulo de ataque (entre cuerda del perfil y corriente de aire) así como  $\varphi$  = ángulo de incidencia (entre cuerda del perfil y plano de giro).

En la figura 19. Se muestran las fuerzas aerodinámicas que aparecen durante el vuelo, los ángulos de ataque e incidencia de la hélice.



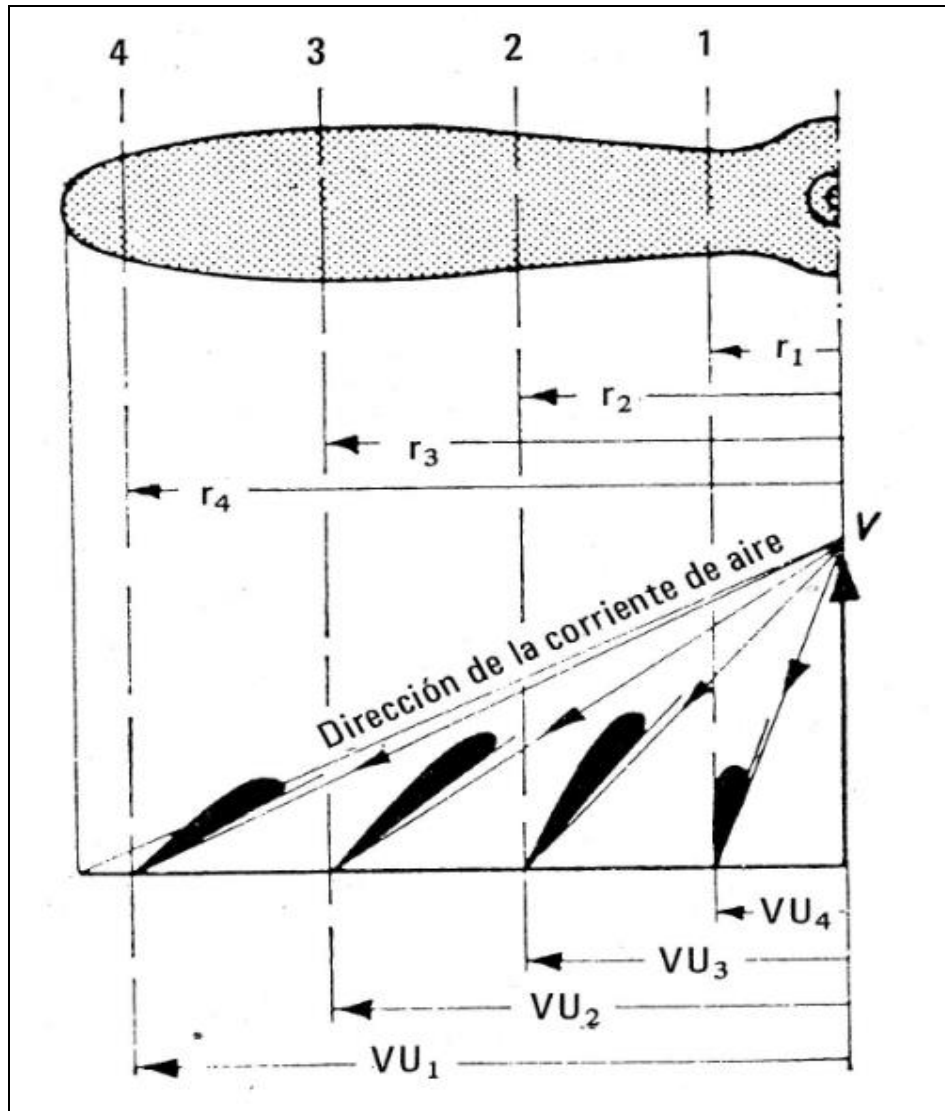
Fuente. GEORG, Brutting. La construcción del avión. Manual aeronáutico para el piloto Edit. Paraninfo. Primera edición. 1985, pág. 132

BRUTTING, Georg. Manual aeronáutico para el piloto - Hélice. Madrid: Paraninfo, 1985. p. 131 - 132

*Observación:* Los procesos aerodinámicos representados se basan en que la corriente de aire no fluye más rápidamente que la velocidad del sonido. Se logra esto mediante mecanismos bajos entre el motor y la hélice.

### - Torsión

En la figura 20. Muestra la necesidad de torsionar la pala de la hélice. Para este fin existen cuatro cortes del 1 al 4 a través de la pala.



Fuente. GEORG, Brutting. La construcción del avión. Manual aeronáutico para el piloto Edit. Paraninfo. Primera edición. 1985, pág. 132

Las distancias de los cortes individuales hasta el eje de giro deben ser  $\varphi_1$  y  $\varphi_2$ .

La velocidad de avance está señalada  $V$ . La magnitud de la velocidad debe estar representada por la longitud de las flechas. La velocidad de avance es igual para todas las secciones transversales. Por el contrario, la velocidad tangencial de  $Vu_1$  a  $Vu_2$  resulta mayor hacia el extremo, tal como se muestra la figura. Si se suman los vectores de  $V$  y  $Vu$ , se obtiene con esta línea la magnitud de la velocidad verdadera, pero también la dirección de la corriente de aire que incide sobre la pala en la correspondiente sección transversal. La dirección de la corriente resulta por ello más rasa hacia el extremo de la blade. Por lo tanto, se tiene que reducir el ángulo de la blade hacia el extremo a si se quiere que cada sección trasversal este situada *correctamente*, es decir con el mismo ángulo de ataque con relación a la corriente de aire.

#### **- Paso, resbalamiento, grado de eficacia**

Si se enrosca un tornillo para madera, se mueve en relación al declive de su rosca en una determinada medida hacia el interior de la madera. Esta medida se llama paso. Puesto que la madera es un “medio denso” el tornillo llega también de hecho al lugar que le fue prescrito por la rosca. El resbalamiento es igual a cero. Dado que la hélice gira en un “medio mucho más tenue”, las cosas se presentan de otra manera: Trasladando sobre la madera el movimiento de la hélice, la hélice se movería con una revolución hacia adelante recorriendo el camino H. Puesto que para la hélice ello solo es posible teóricamente, se designa H como paso teórico o también geométrico. El movimiento de la hélice en el aire facilita solo el avance  $H_1$ , es decir, *el verdadero paso*. El *resbalamiento* se obtiene de la diferencia entre el paso verdadero y el teórico, dividida por el paso teórico

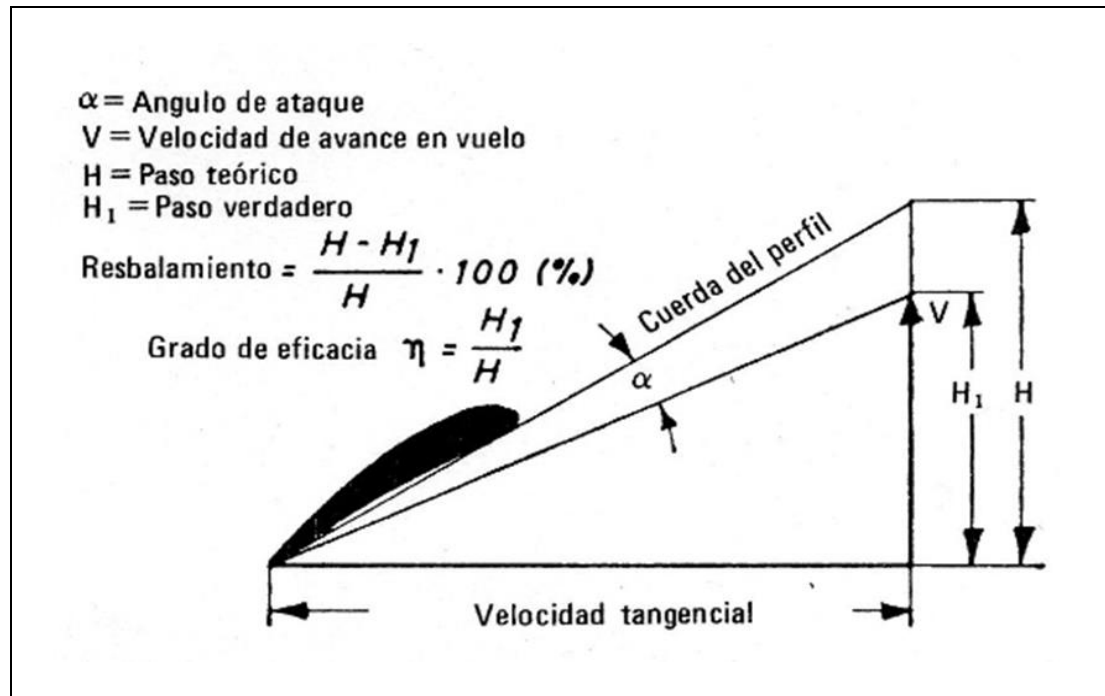
El grado de eficacia de una hélice se obtiene - está situado entre el 70 y 80% -, dividiendo el paso verdadero por el paso teórico. Si se relaciona el camino del paso verdadero con el tiempo, se obtiene la velocidad de avance o también la velocidad de vuelo. Cuando el avión se halle en tierra y la hélice gire, se considerara en  $H_1$  y en  $V$ , que el aire que se encuentra delante de la hélice es movido hacia atrás.

---

BRUTTING, Georg. Manual aeronáutico para el piloto - Hélice. Madrid: Paraninfo, 1985. p. 132 - 133



**Figura 21. Grado de eficiencia de la Hélice**



Fuente. GEORG, Brutting. La construcción del avión. Manual aeronáutico para el piloto Edit. Paraninfo. Primera edición. 1985, pág. 133

### - Rendimiento de la hélice

Fuerzas de tracción provocadas por la acción centrífuga. Fuerzas de curvatura, provocadas por el empuje, que intenta doblar la blade hacia adelante. Fuerzas giro, provocadas principalmente por el “momento de inercia”. Esfuerzo continuo de la hélice, provocado por vibración a causa de las irregularidades en la corriente aerodinámica o por impulsos del motor. Hay que evitar el número de revoluciones crítico.

### - Tipos de Hélice

- **Las hélices fijas:** de una pieza de metal o madera, utilizándose: nogal, fresno, caoba, y haya, todas ellas de excelente pureza. No son graduables y están pensadas para motores de pequeña potencia. Una especial realización representa la hélice de freno, que sirve para el frenado de motores en el banco de pruebas.

BRUTTING, Georg. Manual aeronáutico para el piloto - Hélice. Madrid: Paraninfo, 1985. p. 132 - 133

- **Las hélices de paso variable:** solo permiten la regulación de la blade en tierra. El ángulo graduado es el elegido para el vuelo de crucero. En los demás estados de vuelo no se logra la plena rentabilidad. Esto mismo es válido también para las hélices fijas. Las hélices de paso variable permiten la regulación de la blade estando el motor en funcionamiento. La regulación puede efectuarse hidráulica, eléctrica o mecánicamente.
- **Las hélices de paso autorregulable:** mantienen la forma constante y automáticamente el número elegido de revoluciones, adicionalmente a la regulación de la pala estando el motor en marcha.

**- La hélice de paso autorregulable permite:**

1. Regulación de la blade en vuelo y mantenimiento automático del número normal de revoluciones, así como del máximo número de revoluciones admisible en la salida y, por ello, el trayecto más corto de salida.
2. El trabajo de las blades de hélice bajo el ángulo del paso con el grado óptimo de eficacia. El ángulo del paso ha de corresponder a las condiciones de carga parcial del motor, así como a la decreciente densidad del aire a mayor altura y a las diferentes velocidades del vuelo.
3. Colocar en posición de bandera la hélice de un motor averiado, para disminuir la resistencia del aire.
4. Mediante la posición de freno de la hélice, utilizar la potencia del motor para la reducción del trayecto del rodaje final.

**- La posición en bandera**

Cuando existe una avería en el motor, el viento debido a la velocidad impulsa a la hélice y ocasiona una elevada resistencia del aire y con ello la pérdida de velocidad del avión. Por esto, y para evitar vibraciones en caso de averías graves en el motor, la hélice es colocada en el paso que tiene la mínima resistencia del aire, y se para el motor. Este paso corresponde aproximadamente a un ángulo de 90° y recibe el nombre de posición en bandera.

**- Posición en reversa**

Las blades son llevadas al paso negativo. Con ello se invierte la acción de la hélice. La fuerza es dirigida hacia atrás, para acortar el trayecto del rodaje final del avión tras el aterrizaje. Así se protegen los frenos y los neumáticos.

---

BRUTTING, Georg. Manual aeronáutico para el piloto - Hélice. Madrid: Paraninfo, 1985. p. 133 – 134

## - Sistemas de protección contra hielo en las hélices

Al mismo tiempo también son dispositivos para la eliminación del hielo. Se debe mencionar una vez más que las hélices cumplen sus fines porque tienen un perfil con una determinada forma. Esta forma del perfil no debe ser alterada por la formación del hielo.

Podemos distinguir dos tipos de sistemas de protección contra hielo:

- **Sistema de antihielo por fluido:** de un depósito adecuado se transporta alcohol hacia la hélice, mediante bombas accionadas eléctricamente. La cantidad puede ser regulada. El alcohol llega por un segmento de distribución hasta los bordes de ataque de las blades, desprende el hielo allí depositado e impide la nueva formación de hielo.
- **Sistema antihielo eléctrico:** Este sistema elimina el hielo formado en las blades mediante unos radiadores eléctricos situados en el borde de ataque, en la zona cercana a la raíz de la blade. Al calentarse derriten la superficie de contacto entre el hielo y la blade, “despegando” el hielo de esta. Las altas fuerzas centrífugas harán el resto del trabajo lanzando el hielo hacia la atmósfera. Una vez que el hielo se ha eliminado, los calentadores se desconectan, permitiendo la aparición del hielo. Posteriormente se volverán a conectar, repitiéndose este ciclo mientras el sistema permanezca activo. Módulo 17 hélices.

Hay tres teorías que en la actualidad, se utilizan en el diseño de las hélices. Estas son:

- Teoría de impulso
- Teoría elemental de la blade
- teoría del vórtice

Las cuales no se explican en este documento, la razón es que la mayoría de ellas son muy extensas, además que se basan en suposiciones y en ocasiones llegan a contradecirse o confundir al lector. Se debe resaltar que nuestro objetivo principal no es diseñar una hélice, si no describir el comportamiento de la hélice del T-90 Calima durante el vuelo. Pero si se hará referencia de las ecuaciones tomadas de cada teoría. Para este fin se han consultado varios textos de los cuales se han seleccionado dos como fuentes de información los cuales son:

---

BRUTTING, Georg. Manual aeronáutico para el piloto - Hélice. Madrid: Paraninfo, 1985. p. 133 – 134

- Fundamentals of aircraft and Airship design. Volume 1 – Aircraft design Leland M. Nicolai Grant E. Carichner. Edit. AIAA Education Series. Chapter 17 Propeller propulsion Systems.
- Flight Testing of Fixed-wing Aircraft. By Ralph D. Kimberlin. Edit. AIAA Education Series. Chapter 6.2 propeller theory.

A continuación haremos referencia de las ecuaciones tomadas de cada teoría y con las cuales se describirá el comportamiento de la hélice del T-90 Calima durante el vuelo.

### - Teoría del impulso

De esta teoría se ha utilizaran las siguientes ecuaciones:

**Ecuación 5.** Ecuación utilizada para calcular la masa de aire que atraviesa la hélice:

$$\dot{m} = \rho A_1(V + v)$$

Fuente: LELAND M. Nicolai y GRANT E. Carichner. Fundamentals of Aircraft and Airship Design Virginia: AIAA Education, Series 2010. p. 438

Dónde:

$\dot{m}$ : Es la masa de aire que atraviesa la hélice.

$\rho$ : Corresponde a la densidad del aire.

$A_1$ : Es el área del disco de la hélice.

$V$ : Es la velocidad real de la aeronave.

$v$ : Velocidad inducida por la hélice en el aire el plano de rotación.

Teniendo en cuenta la sección de la hélice, la cual se puede determinar con el diámetro de la hélice y la velocidad del aire que atraviesa la misma se puede determinar la cantidad de masa que atraviesa la hélice. Esta ecuación se basa en el principio de Bernoulli el cual describe el comportamiento de un fluido moviéndose a lo largo de una línea de corriente.

---

LELAND M. Nicolai y GRANT E. Carichner. Fundamentals of Aircraft and Airship Desing. Virginia: AIAA Education, Series 2010. p. 435 – 440

Fue expuesto por Daniel Bernoulli en su obra Hidrodinámica (1738) y expresa que en toda corriente de aire o de agua la presión es grande cuando la velocidad es pequeña y, al contrario, la presión es pequeña cuando la velocidad es grande, la energía que posee el fluido permanece constante a lo largo de su recorrido.

### **El impulso generado por la hélice:**

El empuje generado por la hélice es la masa por unidad de tiempo multiplicado por el cambio total en la velocidad por unidad de tiempo a través del volumen de control.

**Ecuación 6.** Ecuación utilizada para calcular el impulso generado por la hélice:

$$T = \rho A_1 (V + v) 2v$$

Fuente: LELAND M. Nicolai y GRANT E. Carichner. Fundamentals of Aircraft and Airship Design Virginia: AIAA Education, Series 2010. p. 439

**Ecuación 7.** Ecuación utilizada para calcular la entrada de potencia a la hélice.

$$P_i = T(V + v)$$

Fuente: LELAND M. Nicolai y GRANT E. Carichner. Fundamentals of Aircraft and Airship Design Virginia: AIAA Education, Series 2010. p. 439

**Ecuación 8.** Ecuación utilizada para calcular la eficiencia ideal de la hélice.

$$n_i = \frac{TV}{T(V + v)} = \frac{V}{(V + v)}$$

Fuente: LELAND M. Nicolai y GRANT E. Carichner. Fundamentals of Aircraft and Airship Design Virginia: AIAA Education, Series 2010. p. 440

**Ecuación 9.** Ecuación utilizada para calcular la velocidad final del flujo del aire cuando este ha travesado el disco de la hélice.

$$V_m = \frac{T}{\rho * A_1 (V + v)}$$

Fuente: JORGE López. Módulo 17 hélices Madrid: Paraninfo, 2012.p 07. Esta ecuación es la integración de la ecuación de gasto másico con la del impulso generado por la hélice en el plano de rotación de esta misma.

---

LELAND M. Nicolai y GRANT E. Carichner. Fundamentals of Aircraft and Airship Desing. Virginia: AIAA Education, Series 2010. p. 435 – 440

## - Teoría elemental de la blade

Esta teoría considera que la pala de cada hélice, se comporta como un ala con forma retorcida, por lo cual la pala comparte una gran similitud de parámetros con el ala. Para determinar el comportamiento de la hélices. Esta teoría establece seccionar en varios cortes pequeños la pala y determinar en cada uno de ellos las velocidades y fuerzas que se ejercen durante el vuelo. Estas velocidades y fuerzas se integran a lo largo de toda la pala y en una vuelta realizada por esta misma, con el fin de obtener los momentos producidos por el conjunto de la hélice y el eje del rotor. La mayoría de las hélices en uso en la actualidad fueron diseñadas utilizando esta teoría.

### **Velocidad inducida por la hélice en el aire el plano de rotación:**

**Ecuación 9.** Ecuación utilizada para calcular la velocidad inducida de la hélice en el plano de rotación.

$$\omega = 2\pi * r * n$$

Fuente: LELAND M. Nicolai y GRANT E. Carichner. Fundamentals of Aircraft and Airship Design Virginia: AIAA Education, Series 2010. p. 443

Dónde:

$\omega$ : Velocidad inducida por la hélice en el aire el plano de rotación

$r$ : Radio de la blade desde el Spinner al elemento final de la pala

$n$ : Las rpm proporcionadas por el motor a la hélice

**Ecuación 9.** Ecuación utilizada para calcular el coeficiente de paso efectivo

$$J = \frac{V}{nD}$$

Fuente: LELAND M. Nicolai y GRANT E. Carichner. Fundamentals of Aircraft and Airship Design Virginia: AIAA Education, Series 2010. p. 450

Dónde:

$J$ : Coeficiente de paso efectivo

$V$ : Velocidad de la aeronave en metros por segundo

$n$ : Numero de revoluciones por segundo

$D$ : Diámetro de la hélice

### - Teoría de Vórtice

Aunque proporciona un método rápido para el cálculo preliminar de la hélice, la teoría elemental de la balde, no proporciona los detalles necesarios para el diseño de una hélice. Por factores como las pérdidas de punta, los efectos tridimensionales y los efectos producidos por las interferencias de las blades entre ellas mismas, los cuales no se pueden predecir por este método. Por ejemplo, la teoría elemental de la blade, indica que un aumento lineal del empuje sin cambio de la eficiencia, será el resultado de la adición de más blades a la hélice, mientras que, de hecho, la hélice más eficiente consiste en una sola balde, ya que la eficiencia de una hélice disminuye si se aumenta el número de blades.

La tercera rama principal de la teoría de la hélice es la teoría de vórtice, ya que supera muchas limitaciones de los métodos descritos en las teorías anteriores y ofrece una mayor capacidad de precisión. Las ecuaciones necesarias para poner en práctica esta teoría satisfactoriamente, requieren el uso de equipos computacionales de gran capacidad y alta velocidad. Los detalles de la teoría de vórtice están más allá del alcance de los textos y son más una herramienta del diseñador de hélices, en lugar del diseñador de aeronaves.

## 5.4 DEFINICIONES CONCEPTUALES

**Actitud de vuelo:** Es la posición de la aeronave respecto al horizonte durante el desarrollo del vuelo.

**Conductividad térmica:** Propiedad física de un cuerpo para facilitar la propagación del calor a través de su propia masa.

**Energía Mecánica:** Es la suma de las energías potencial y cinética de un sistema mecánico.

**Energía química:** Es la que se produce o se obtiene, en el transcurso de una reacción química.

**Esfuerzo Cortante:** Se define como el esfuerzo interno o resultante de las tensiones paralelas ejercidas sobre una sección transversal en una viga o a un elemento estructural.

---

LELAND M. Nicolai y GRANT E. Carichner. Fundamentals of Aircraft and Airship Desing. Virginia: AIAA Education, Series 2010. p. 448 - 456

**Energía térmica:** Es la energía que se produce cuando los átomos y moléculas de un cuerpo se mueven rápidamente.

**Fuerza gravitatoria:** Todos los cuerpos son atraídos por una fuerza dirigida verticalmente hacia abajo, cuya intensidad es determinada por el peso del cuerpo en cada caso a esta fuerza se le denomina fuerza gravitatoria.

**Fuerza centrífuga:** Es la fuerza que actúa sobre un cuerpo y que es la causante de que se mueva en una trayectoria circular.

**Fundición gris:** Se denomina fundición gris, al proceso mediante el cual se fabrican los bloques de los motores. La fundición gris contiene aproximadamente un tres por ciento de carbono, fundamentalmente en forma de grafito libre que presta a la misma su característica apariencia gris cuando se factura. Solamente una pequeña fracción de la cantidad total de carbono existente en el metal se encuentra combinado químicamente con el hierro.

**Índice de dilatación:** Es el cociente que mide el cambio relativo de longitud o volumen que se produce cuando un cuerpo sólido o un fluido experimenta un cambio de temperatura produciendo una dilatación térmica.

**Histéresis elástica:** Diferencia entre la energía de deformación necesaria para generar un esfuerzo determinado en un material y la energía elástica en dicho esfuerzo. Es la energía disipada como calor en un material en un ciclo de ensayo dinámico. La histéresis elástica dividida por la energía de deformación elástica es igual a la capacidad de amortiguación.

**Material compuesto:** Son aquellos materiales que se forman por la unión de dos o más materiales, para conseguir una combinación específica de propiedades físicas, mecánicas, térmicas y químicas, que no son posibles de obtener o encontrar en los materiales que se encuentran presentes en un medio ambiente natural.

**Peso específico:** Cociente entre el peso de un cuerpo y el volumen que ocupa.

**Presión atmosférica:** Fuerza que el aire ejerce sobre los cuerpos que se hallan en la atmosfera.

**Propulsión:** Procedimiento empleado para producir el movimiento de un vehículo, aeronave o embarcación, mediante la utilización de un motor y un medio para generar un empuje como una hélice en el caso de algunas aeronaves y las embarcaciones



**Resistencia aerodinámica:** Es la fuerza que sufre un cuerpo al desplazarse a través del aire.

**RPM:** Se refiere a la unidad de frecuencia que se usa también para expresar velocidad angular.

## **5.5 METODOLOGÍA UTILIZADA**

**5.5.1 Variables.** Las variables que se utilizaran en el presente trabajo de grado son las siguientes:

- **Variables independientes:** Diseñar, fabricar e implementar una toma de aire cuyo objetivo es direccionar un flujo de aire necesario para refrigerar el radiador del motor de la aeronave T-90 Calima de la fuerza aérea colombiana.
- **Variables dependientes:** Nos fundamentamos en los altos niveles de temperaturas alcanzados en el aceite que es utilizado para refrigerar el motor, producidos por la falta del flujo de aire que debería llegar al radiador de la aeronave T-90 Calima de la fuerza aérea colombiana.

**5.5.2 Tipo de Investigación.** En la elaboración de este trabajo de grado nos hemos basado en los siguientes tipos de investigación; investigación de campo e investigación práctica, teniendo en cuenta el fundamento de cada uno de ellos para la argumentación y elaboración del presente trabajo de grado.

**5.5.3 Método de Observación.** Por medio de este método se pudo plantear el problema, encontrar las falencias y la necesidad de mejorar el sistema de refrigeración de la aeronave T-90 Calima, con lo cual se puede controlar los altos niveles de temperatura generados en el aceite encargado de la refrigeración del motor de esta misma aeronave

**5.5.4 Técnica de Ejecución del estudio.** Se siguieron parámetros técnicos establecidos por entidades nacionales como el Departamento Administrativo de la Aeronáutica Civil o Aerocivil, quien es el organismo estatal colombiano encargado del control y regulación de la aviación civil en Colombia e internacionales como la FAA “Administración Federal de Aviación” quien es la autoridad aeronáutica nacional de los Estados Unidos de América. Quienes tienen como objetivo establecer normas y parámetros que regulan las alteraciones mayores, modificaciones o mejoras a un producto aeronáutico, por un mal funcionamiento, daños, incidentes o accidentes. Los pasos seguidos fueron:

- Reconocimiento e identificación de la condición generadora de las altas temperaturas en el aceite utilizado para la refrigeración del motor de la aeronave T-90 Calima.
- Comprobación del funcionamiento del radiador con P/N P20005C.
- Comprobación del funcionamiento correcto del motor Lycoming IO-390-A1A6 de cilindros horizontalmente y opuestos de la aeronave T-90 Calima.
- Comprobación de los componentes del sistema de refrigeración de la aeronave T-90 Calima.
- La evaluación de las altas temperaturas registradas en el aceite utilizado para la refrigeración del motor y sus posibles consecuencias en esta mismo.

La aeronave está equipada con un equipo electrónico denominado “Flight Data Recorder” que registra datos de gran importancia como: velocidad de la aeronave, Revoluciones por minuto, temperatura del aceite del motor, altitud de la aeronave entre otros, durante el desarrollo del vuelo de la aeronave.

**5.5.5 Método de Investigación Exploratoria.** Este método nos permite realizar consultas en diferentes libros académicos para aviación, artículos científicos de agencias espaciales como la NASA o de fabricantes de aeronaves como Russian Aircraft Corporation MiG, y ordenes técnicas, sobre indicaciones de altas temperaturas en motores alternativos para aviación.

**5.5.6 Método Aplicado.** El método aplicado es el que nos permite poner en práctica los conocimientos teóricos y prácticos recibidos en la fundación universitaria los libertadores en el área de Sistemas generales del avión, Motores recíprocos, Aerodinámica I y II, Diseño aeronáutico, Termodinámica, Transferencia de calor, Ciencia de los materiales, diseño en software CAD / Diseño Asistido por Computadora, seguridad aérea e industrial, entre otras materias de total aplicabilidad a nuestro trabajo de grado.

### **5.5.7 Fuentes de Información.**

#### **Fuentes primarias:**

- Datos obtenidos durante las fases de vuelo por el “Flight Data Recorder”.
- Reportes documentales de vuelo por parte de los pilotos.
- Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil-UAEAC Colombia.
- Corporación de la Industria Aeronáutica Colombiana S.A. o CIAC
- NASA - Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio.

### **Fuentes secundarias:**

- Reglamento aeronáutico colombiano – Aerocivil.
- Manual técnico y de operación del motor Lycoming IO-390-A1A6 de cilindros horizontalmente y opuestos.
- Manual técnico y de operación de la hélice HARZEL REV 16 para la aeronave T-90 Calima.

### **5.6 MARCO LEGAL**

Para la elaboración del presente trabajo de grado se han seguido las normas legales y vigentes de orden nacional e institucional las cuales serán citadas en el presente documento, La Fuerza Aérea Colombiana o conocida también por sus siglas como FAC, es una de las tres instituciones de las Fuerzas Armadas de Colombia que de acuerdo con la constitución colombiana de 1991 ejercer y mantiene el control del espacio aéreo de Colombia, defiende la soberanía, la integridad territorial y el orden constitucional.

La fuerza aérea colombiana viendo la importancia de la formación académica y militar de su personal que la integrara a futuro, funda la Escuela de Suboficiales Fuerza Aérea colombiana en 1932, mediante el Decreto 1144 del 05 de Julio de 1932 y es conocida en aquella época como la Escuela de Formación de Mecánicos de Aviación, en el municipio de Flandes (Tolima) y que en 1970 es trasladada al municipio Madrid (Cundinamarca), teniendo como misión Formar y capacitar integralmente al suboficial de la Fuerza Aérea Colombiana en el campo militar y tecnológico aeronáutico para fortalecer el cumplimiento de la misión institucional y que tiene como visión convertirse en líder en la educación tecnológica aeronáutica del País, soportada en la investigación, el desarrollo tecnológico y un excelente talento humano afianzado en sus valores, para contribuir al desarrollo del poder aeroespacial y la defensa de la nación. Por esta razón la Fuerza Aérea Colombina decide designar a la Escuela de Suboficiales de la Fuerza Aérea Colombiana a crear alianzas y convenios con las instituciones universitarias públicas y privadas del país para que sus estudiantes realicen prácticas laborales y pasantías en sus correspondientes unidades ubicadas en el país. Así se crea en el año 2012 el convenio con la fundación universitaria los libertadores para que sus estudiantes de ingeniería Aeronáutica y mecánica participen en los proyectos académicos e industriales del Comando aéreo de mantenimiento conocido también como “CAMAN”

A continuación describiremos las Normas legales y vigentes de orden nacional e institucional de la fundación universitaria los libertadores que respaldan y apoyan el proceso educativo en el país, el derecho a la educación y establecen las normas para que él estudiante de formación profesional, pueda obtener su correspondiente título profesional.

## **- Normas legales y vigentes de orden nacional**

### **Constitución Nacional De Colombia**

**ARTICULO 67.** La educación es un derecho de la persona y un servicio público que tiene una función social, con ella se busca el acceso al conocimiento, a la ciencia, a la técnica y a los demás bienes y valores de la cultura.

La educación formara al colombiano en el respeto a los derechos humanos, a la paz y a la democracia; y en la práctica del trabajo y la recreación, para el mejoramiento cultural, científico y tecnológico y para la protección del ambiente.

El estado, la sociedad y la familia son responsables de la educación, que será obligatoria entre los cinco y quince años de edad y que comprenda como mínimo un año de preescolar y nueve de educación básica.

La educación gratuita en las instituciones del estado, sin perjuicio del cobro de derechos a quienes puedan ser sufragarlos.

Corresponde al estado regular y ejercer la suprema inspección y vigilancia de la educación con el fin de velar por su calidad, por el cumplimiento de sus fines y por la mejor formación moral, intelectual y física de los educados; garantizar el adecuado cubrimiento del servicio y asegurar a los menores las condiciones necesarias para su acceso y permanencia en el sistema educativo.

La Nación y las entidades territoriales participaran en la dirección, financiación y administración de los servicios educativos estatales, en los términos que señalen la Constitución y la ley.

**ARTICULO 71.** La búsqueda del conocimiento y la expresión artística son libres. Los planes de desarrollo económico y social incluirán el fomento a las ciencias y en general, a la cultura. El Estado creará incentivos para personas e instituciones que desarrollen y fomenten la ciencia y la tecnología y las demás manifestaciones que ejerzan estas actividades.

## **- Reglamento institucional de la fundación universitaria los libertadores**

### **Capitulo XI. De Los Títulos y Ceremonias De Grado**

**ARTICULO 74.** Para optar a los títulos de técnico profesional, Tecnólogo, Licenciado en Educación, Profesional y Especialista, el estudiante deberá aprobar un trabajo de grado.

Parágrafo. Se entiende por trabajo de grado, la actividad académica que el estudiante realiza para completar su plan de estudios con el fin de demostrar conocimientos, habilidades, destrezas y competencia adquiridas durante el desarrollo del programa sujeto al pago de los servicios académicos correspondientes. La reglamentación de trabajos de grado y sus modalidades deberá ser aprobados y expedida por el consejo académico.

**ARTICULO 76.** Para optar al título en cualquiera de los programas académicos formales que ofrece la institución, se debe cumplir las siguientes condiciones.

- Haber cumplido todos los requisitos del plan de estudios.
- Acreditar las prácticas establecidas en el reglamento del respectivo plan de estudios.
- Haber aprobado el trabajo de grado.
- Haber presentado los exámenes de estado para la educación superior u otros vigentes.
- Inscribirse en la decanatura y presentar la solicitud de grado correspondiente, dentro de las fechas establecidas para este, en el calendario académico.
- Estar a paz y salvo por todos los conceptos académicos, administrativos, financieros y otros que le sean exigidos.
- Cancelar los derechos de grado.
- No estar sancionado o encontrarse en procesos disciplinarios.

## **LEY 115 DE 1994**

**Artículo 5.** Fines de la educación. De conformidad con el artículo 67 de la Constitución Política, la educación se desarrollara atendiendo a los siguientes fines:

- El pleno desarrollo de la personalidad sin más limitaciones que las que le imponen los derechos de los demás y el orden jurídico, dentro de un proceso de formación integral, física, psíquica, intelectual, moral, espiritual, social, efectiva, ética cívica y demás valores humanos.
- La formación en el respeto a la vida y a los demás derechos humanos, a la paz, a los principios democráticos, de convivencia, pluralismo, justicia, solidaridad y equidad, así como en el ejercicio de tolerancia y de la libertad.
- La formación para facilitar la participación de todos en las decisiones que los afectan en la vida económica, política, administrativa y cultural de la Nación.
- La adquisición y generación de los conocimientos científicos y técnicos más avanzados, humanísticos, históricos, sociales, geográficos y estéticos, mediante la apropiación de hábitos intelectuales adecuados para el desarrollo del saber.
- El estudio y la comprensión crítica de la cultura nacional y de la diversidad étnica y cultural del país, como fundamento de la unidad nacional y de su identidad.
- El acceso al conocimiento, la ciencia, la técnica y demás bienes y valores de la cultura, el fomento de la investigación y el estímulo a la creación artística en sus diferentes manifestaciones.
- La creación y fomento de una conciencia de la soberanía nacional y para la práctica de la solidaridad y la integración con el mundo, en especial con Latinoamérica y el Caribe.
- El desarrollo de la capacidad crítica, reflexiva y analítica que fortalezca el avance científico y tecnológico nacional, orientado con prioridad al mejoramiento cultural y de la calidad de la vida de la población, a la participación en la búsqueda de alternativas de solución a los problemas y al progreso social y económico del país.
- La adquisición de una conciencia para la conservación, protección y mejoramiento del medio ambiente, de la calidad de la vida, del uso racional de los recursos naturales, de la prevención de desastres, dentro de una cultura ecológica y del riesgo y la defensa del patrimonio cultural de la Nación.

- La formación en la práctica del trabajo, mediante los conocimientos técnicos y habilidades, así como en la valoración del mismo como fundamento del desarrollo individual y social.
- La formación para la promoción y preservación de la salud y la higiene, la prevención integral de problemas socialmente relevantes, la educación física, la recreación, el deporte y la utilización adecuada del tiempo libre.
- La promoción en la persona y en la sociedad de la capacidad para crear, investigar, adoptar la tecnología que se requiere en los procesos de desarrollo del país y le permita al educando ingresar al sector productivo.

## **LEY 30 DE 1992**

Por la cual se organiza el servicio público de educación superior.

### **CAPITULO VI. Autonomía de las Educaciones de educación Superior.**

**Artículo 28.** La autonomía universitaria consagrada en la constitución política de Colombia y de conformidad con la presente ley, reconoce a las universidades el derecho a darse y modificar sus estatutos, designar sus autoridades académicas y administrativas, crear, organizar y desarrollar sus programas académicos, definir y organizar sus labores formativas, académicas, docentes, científicas, culturales, otorgar títulos correspondientes, seleccionar a sus profesores, admitir a sus alumnos y adoptar sus correspondientes regímenes y establecer, arbitrar y aplicar sus recursos para el cumplimiento de su misión social y de su función institucional.

El diseño y elaboración de esta herramienta no atenta contra la integridad física o personal de ningún individuo, es decir no está faltando al derecho internacional humanitario.

Los derechos del proyecto son exclusivos de los diseñadores y realizadores, en caso de necesitar la información sobre el trabajo estarán dispuestos a dar las fuentes de información necesarias para lograr su realización

### **Como se justifica la realización del presente trabajo de grado**

El presente proyecto de grado está enfocado hacia la industria aeronáutica colombiana y su objetivo, es dar una solución fiable al problema de alta temperatura que se presenta en el aceite utilizado para lubricar los componentes del motor y extraer el calor residual producido por la combustión del combustible en este mismo, consiguiendo así una optimización del sistema de refrigeración de la aeronave T-90 Calima, que se produce en serie en la fábrica de aviones del Comando Aéreo de Mantenimiento, ubicado en Madrid – Cundinamarca.

Para lograr este objetivo hemos seguido las normas establecidas internamente en la Corporación de la Industria Aeronáutica Colombiana S.A. o CIAC, para la fabricación de aeronaves y equipos militares. Esta empresa ha sido designada legalmente por el estado colombiano, para el desarrollo y fabricación de la aeronave T-90 Calima.

Como se ha mencionado al inicio de este trabajo de grado, la aeronave T-90 Calima es un avión de entrenamiento militar, en la actualidad la aeronave ha sido sometida a modificaciones en sus equipos de aviónica, sistema eléctrico, sistema de refrigeración, superficies de sustentación, superficies de control y mejoras en su aerodinámica y estructura, las cuales se han realizaron con base en la norma FAR 23 de la FAA, para su futura certificación como aeronave civil.



## **6. DETERMINACIÓN DE LAS CAUSAS QUE PRODUCEN EL INCREMENTO DE TEMPERATURA EXCESIVA EN EL ACEITE UTILIZADO PARA LA REFRIGERACIÓN Y LUBRICACIÓN DEL MOTOR DE LA AERONAVE.**

Para determinar las causas del incremento excesivo de la temperatura en el aceite utilizado para la lubricación y refrigeración de los componentes del motor, se realizaron inspecciones visuales del sistema de refrigeración, se consultaron los manuales de mantenimiento de la aeronave, los manuales de operación y mantenimiento del motor y los manuales de ensamble y fabricación de la aeronave. Lo cual permitió observar que esta problemática se presentaba por tres factores, los cuales explicaremos a continuación.

### **1. La posición del radiador.**

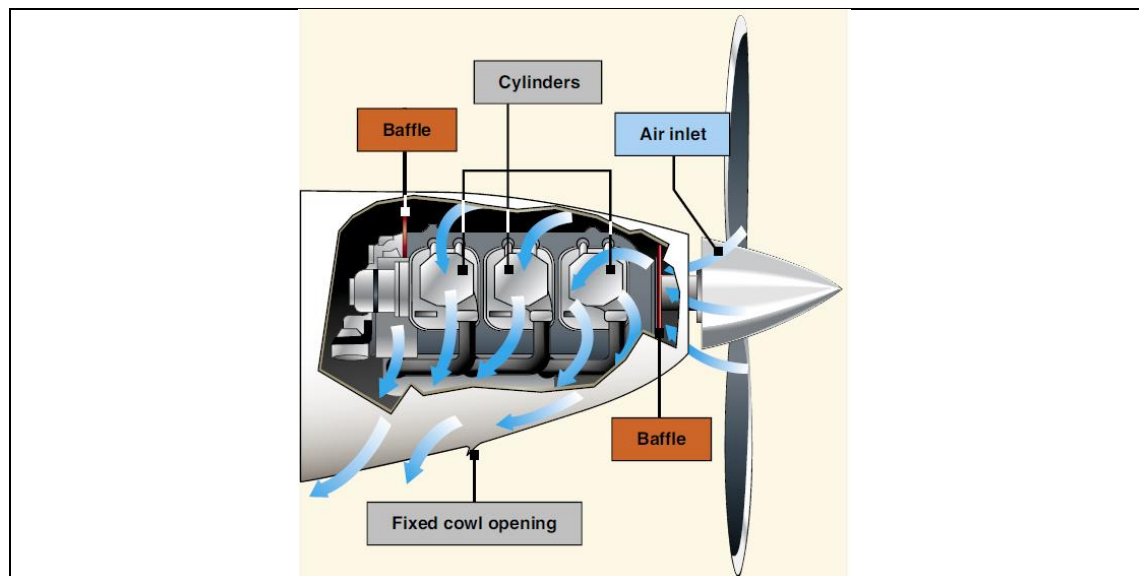
Durante la inspección visual del motor y sus componentes, se pudo determinar, que la posición del radiador detrás del cilindro número cuatro, es la principal causa del calentamiento del aceite utilizado para la refrigeración del motor y la lubricación de los componentes de este mismo, ya que al estar detrás del cilindro y a la misma altura, el radiador no está expuesto a una corriente de aire libre y fresca.

Por esta razón se realiza el cambio del radiador hacia la parte inferior del motor y se instala una toma de aire directa hacia este mismo.

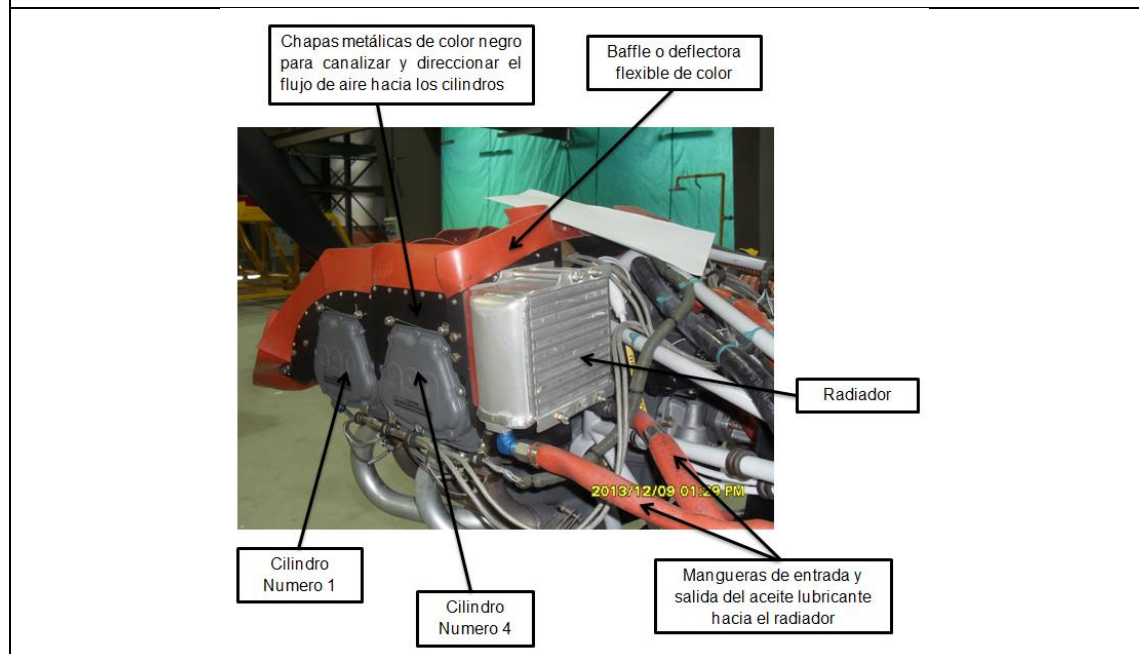
### **2. La corriente de aire utilizada para la refrigeración del radiador.**

El método de refrigeración del motor Lycoming IO-390-A1A6 y sus componentes en la aeronave T-90 Calima se realiza mediante refrigeración por aire forzado, este ingresa en el compartimento del motor a través de dos aberturas circulares en la parte frontal del carenaje del avión. El aire no circula de forma aleatoria, de acuerdo a la disposición del compartimento, este es canalizado en el interior de este mismo por medio de tabiques desviadores, deflectoras conocidas también en los países de habla inglesa como Baffles y juntas de sellado que están instaladas alrededor del motor para crear zonas de altas y bajas presiones, Debido a la diferencia de presiones, se produce un flujo transversal de aire, el cual es forzado a fluir rápidamente para refrigerar las zonas más calientes de los cilindros como la culata y la cabeza del pistón que poseen unas finas aletas de metal en la parte exterior que aumentan la tasa de transferencia de calor al aire en circulación, cuando este flujo de aire ha pasado por los cilindros número 1 y 4 su temperatura es muy elevada y cuando este ingresa al radiador ya no es apto para la refrigeración del aceite.

**Figura 22. Se muestra internamente cómo se comporta el aire utilizado en un sistema de refrigeración por aire forzado.**



**Observaciones:** En la imagen se puede observar como el aire es forzado a fluir entre los cilindros, debido a la diferencia de presiones creadas por los Baffle's o deflectoras.



**Observaciones:** La segunda corresponde a la posición antigua del radiador en las aeronaves T-90 Calima de la Fuerza Aérea Colombiana.

### 3. Las fugas de aire y sus efectos en el sistema de refrigeración

Las fugas de aire suelen afectar el rendimiento del sistema de refrigeración en las aeronaves con motores alternativos. Especialmente las aeronaves que utilizan motores de cilindros horizontales y opuestos. Estas fugas de aire suelen presentarse por una mala instalación de las deflectoras de aire flexibles o también llamadas Baffles y las juntas de sellado que están instaladas alrededor del motor para crear zonas de altas y bajas presiones. También hay otro factor que contribuye con las fugas de aire y son los espacios o brechas que suelen quedar en el trabajo de sellado de las piezas metálicas del motor con las deflectoras metálicas o las chapas metálicas utilizadas para canalizar el aire en el interior del compartimento del motor.

Los principales efectos de las fugas de aire son:

- Reducen el diferencial de presión a través de las distintas zonas del motor.
- Reducción de la fuerza impulsora que empuja el aire a través de las aletas de refrigeración.
- Las fugas de aire permiten la acumulación de masas de este mismo en algunas zonas del compartimento del motor, lo cual aumenta la resistencia aerodinámica total del avión.

Por estas razones se ha decidido instalar una toma de aire en el carenaje inferior de la aeronave T-90 Calima que conducirá de forma rápida y directa, la corriente de aire, tomada del exterior de la aeronave hacia el radiador y será construida e instalada de forma tal que se evite cualquier fuga de aire en esta misma.

**NOTA:** La problemática anteriormente descrita ha sido investigada por La Administración Aeronáutica y Espacial Nacional (NASA,) en los sistemas de refrigeración de aeronaves con motores horizontales y opuestos. Toda esta investigación ha sido expuesta para el público en general en el documento NASA CR 3405 cuyo título es “An Experimental. Investigation of the Aerodynamics and Cooling of a. Horizontally-Opposed. Air-Cooled. Aircraft Engine Installation” y también se encuentra grabada en el disco compacto entregado en el presente proyecto de grado.

---

NASA CR 3405 “An Experimental. Investigation of the Aerodynamics and Cooling of a. Horizontally-Opposed. Air-Cooled. Aircraft Engine Installation” y también se encuentra grabada en el disco compacto entregado en el presente proyecto de grado.

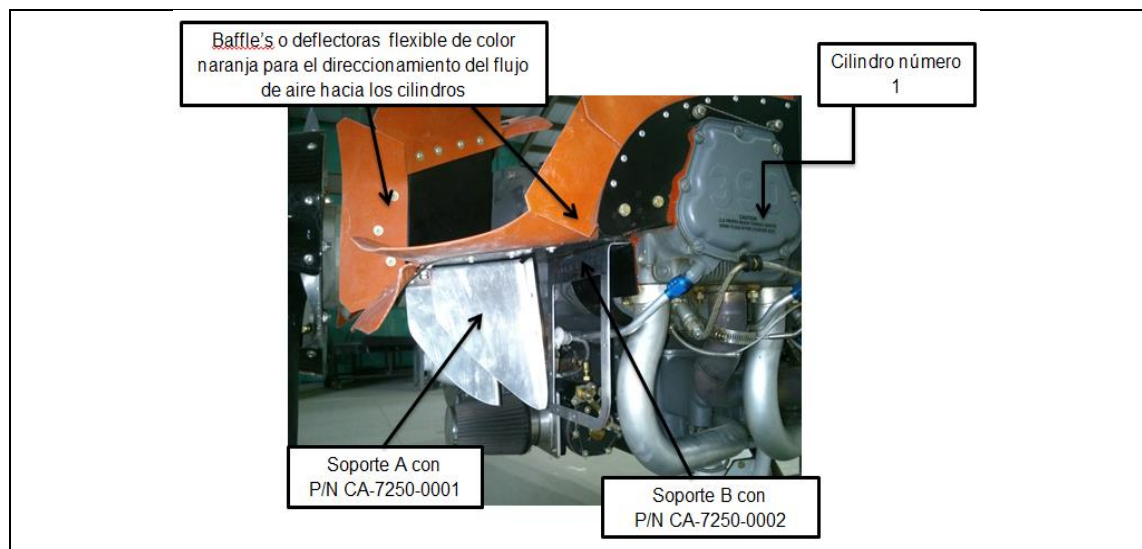
## 7. MARCO METODOLOGICO

### 7.1 SOLUCIÓN PROPUESTA

Al concluir el análisis teórico y práctico al sistema de refrigeración existente en la aeronave T-90 Calima. Se ha determinado que es necesario el diseño, fabricación e instalación de un sistema independiente de refrigeración para el radiador del motor con P/N P20005C, aprovechando un caudal de aire de impacto que genere el suficiente intercambio térmico y así la temperatura en el aceite se mantenga a rangos óptimos de operación.

Se ha determinado que es necesario realizar el cambio de posición del radiador con P/N P20005C, hacia la parte delantera e inferior del motor, para lo cual se necesita la fabricación e instalación de dos soportes en Aluminio 2024 T3, debido a que este material posee muy buenas propiedades mecánicas como son: resistencia a la fatiga, un alto grado de dureza y muy buenas propiedades térmicas, ya que su punto de fusión esta entre los 500 y 638 grados centígrados. Los soportes se fabrican en una lámina de calibre 1.5 mm, en la aleación de aluminio anteriormente mencionada, cabe destacar que el soporte A con P/N CA-7250-0001, tiene dos funciones la primera como parte principal del difusor y soporte delantero de radiador, mientras que el soporte B con P/N CA-7250-0002, tiene como función asegurar la parte trasera del radiador (Ver figura 15).

**Figura 23. Se muestra la ubicación del radiador y los soportes A y B.**



Fuente. Autor, bajo autorización de la Fuerza Aérea Colombina.

El sistema estará compuesto por una toma de aire NACA, en la parte frontal del carenaje inferior del motor, esta entrada forzara el ingreso de aire del exterior directamente hacia el radiador (Ver figura 24), el caudal de aire generado por el aire impacto será dirigido de manera directa hacia el radiador mediante un difusor con P/N CA-7250-0002, diseñado con las especificaciones necesarias para que no existan fugas de aire que son las principales generadoras de pérdidas de presión, de tal manera que el caudal de aire sea constante en su velocidad durante cualquier fase de vuelo y logrando así que el sistema de refrigeración sea eficiente.

**Figura 24. Se puede observar la ubicación de la toma de aire NACA en el carenaje inferior de la aeronave T-90 Calima.**



Fuente. Autor, bajo autorización de la Fuerza Aérea Colombina.

## 7.2 IMPLEMENTACIÓN DE LOS SOPORTES PARA EL CAMBIO DE POSICIÓN DEL RADIADOR.

### 7.2.1 Material usado en la fabricación de los soportes

#### ALUMINIO

El aluminio se emplea con frecuencia en aplicaciones estructurales y mecánicas. Sus propiedades atractivas son el bajo peso, buena resistencia a la corrosión, facilidad relativa de formado y maquinado y apariencia agradables. Su densidad es, aproximadamente, la tercera parte acero. Sin embargo, su resistencia también es menor. En la tabla 01 se muestran los grupos de aleación que se emplean con frecuencia.

Las designaciones estandarizadas por la asociación del aluminio manejan un sistema de cuatro dígitos. El primero indica el tipo de aleación, según el principal elemento aleante. El segundo dígito, si es distinto de cero, indica modificaciones de otra aleación o límites de las impurezas en la aleación. La presencia de impurezas tiene importancia especial en los conductores eléctricos. Dentro de cada grupo hay varias aleaciones específicas, que se indican con los últimos dos dígitos de la designación.

**Tabla 01. Grupos de aleaciones de aluminio.**

Designaciones de la aleación ( por el principal elemento de la aleación)
1xxx Contenido de aluminio de 99.00% o mas
2xxx Cobre
3xxx Manganeso
4xxx Silicio
5xxx Magnesio
6xxx Magnesio y Silicio
7xxx Zinc
8xxx Otros

Fuente. Robert L. Mott, P.E. Grupos de aleaciones de aluminio. Ciudad de México. 2006. Pág. 57 (Capítulo 2 - Materiales en el diseño mecánico).

---

Robert L. Mott, P.E. Grupos de aleaciones de aluminio. México: Pearson Educación 2006. p. 57

La tabla 02 es una lista de varias aleaciones comunes, junto con las formas en las que se producen típicamente, y algunas de sus principales aplicaciones. También se ven en la tabla algunas de las 50 o más aleaciones disponibles, que abarcan la variedad de aplicaciones típicas. Esta tabla le ayudara a seleccionar una aleación adecuada para determinar aplicación.

Las propiedades mecánicas de las aleaciones de aluminio dependen de su estado. Por esta razón, es incompleta la especificación de una aleación si no se menciona su temple. El listado de abajo describe los temples que se dan con frecuencia a las aleaciones de aluminio. Observe que algunas aleaciones responden al tratamiento térmico y otras al endurecimiento por deformación. El endurecimiento por deformación (o endurecimiento por deformación en frio o endurecimiento por trabajo) es el trabajo en frio, controlado, de la aleación, donde con mayor trabajo aumenta la dureza y resistencia. Mientras disminuye la ductilidad. Los temples disponibles comunes son los siguientes.

**F (como se fabricó):** No hay control especial de las propiedades. Se desconocen los límites reales. Este temple solo se debe aceptar cuando la parte se pueda probar minuciosamente antes de entrar en funcionamiento.

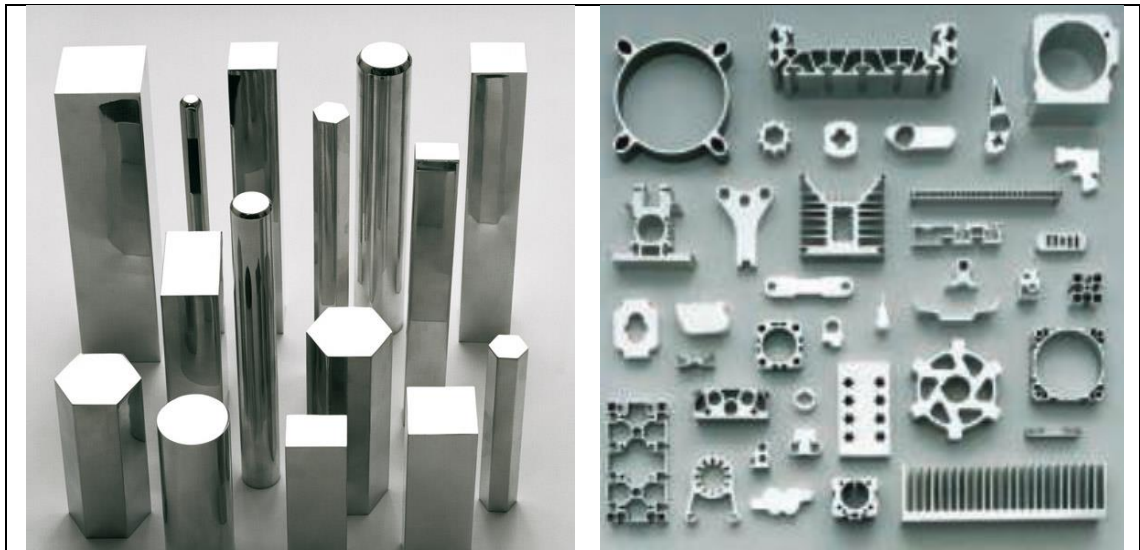
**O (recocido):** Un tratamiento térmico que produce el estado más suave y de menor resistencia. A veces se especifica para obtener la forma de la aleación que se pueda trabajar mejor. La parte obtenida puede tratarse térmicamente para mejorar sus propiedades, si se fabrican con aleaciones de las series 2xxx, 4xxx, 6xxx y 7xxx. También, el trabajo en si puede mejorar las propiedades, en forma parecida a las obtenidas por el endurecimiento por deformación, con las aleaciones de las series 1xxx, 3xxx y 5xxx.

**H (endurecimiento por deformación):** Un proceso de trabajo en frio bajo condiciones controladas, que produce mejores y predecibles propiedades para las aleaciones de los grupos 1xxx, 3xxx y 5xxx. Mientras mayor sea la cantidad de trabajo en frio, la resistencia y la dureza son mayores, aunque disminuye la ductilidad. A la designación H siguen dos o más dígitos (normalmente 12, 14, 16 o 18) que indican resistencia cada vez mayores. Sin embargo se manejan varias otras designaciones.

**T (con tratamiento térmico):** Una serie de procesos controlados de calentamiento y enfriamiento, que se aplican a los grupos 2xxx, 4xxx, 6xxx y 7xxx. A la letra T sigue uno o más números que indican los procesos específicos. Las designaciones más comunes de los productos mecánicos y estructurales son T4 y T6.

Para aplicaciones en el diseño mecánico, la aleación 6061 es uno de los tipos más versátiles. Observe que está disponible casi en todas las formas, tiene buena resistencia y buena resistencia a la corrosión, y se puede tratar térmicamente para obtener una gran variedad de propiedades. También tiene buena facilidad de soldadura. En sus formas más suaves se moldea y se trabaja con facilidad. Después, si se quiere mayor resistencia, se puede tratar térmicamente después de moldearla. Sin embargo su maquinabilidad es baja.

**Figura 25. Se puede observar las formas en las cuales se encuentra el aluminio en el mercado.**



**Observaciones:** La imagen de la izquierda son las formas del aluminio en barras y la imagen de la derecha corresponde a perfiles en aluminio, ambas formas se encuentran a la venta, pero sus dimensiones pueden variar según la necesidad de cliente y los criterios del fabricante.

Fuente. Imágenes. Disponibles en <http://www.eural.com/prodotti/profilati?lang=es>



**Tabla 02. Aleaciones de aluminio comunes y sus aplicaciones.**

<b>Aleación</b>	<b>Aplicaciones</b>	<b>Formas</b>
1060	Equipos químicos y tanques.	Lamina, placa y tubo.
1350	Conductores eléctricos.	Lamina, placa, tubo, varilla, barra, alambre y perfiles.
2014	Estructuras de avión y armazones de vehículos.	Lamina, placa, tubo, varilla, barra, alambre, perfiles y piezas forjadas
2024	Estructuras de avión, ruedas y piezas maquinadas.	Lamina, placa, tubo, varilla, barra, alambre, perfiles y remaches.
2219	Piezas sometidas a altas temperaturas (hasta 600 °F).	Lamina, placa, tubo, varilla, barra, y perfiles.
3003	Equipos químico y tanques, utensilios de cocina, piezas arquitectónicas.	Lamina, placa, tubo, varilla, barra, alambre, perfiles, remaches y piezas forjadas.
5052	Tubos hidráulicos, electrodomésticos, fabricaciones con láminas.	Lamina, placa, tubo, varilla, barra, alambre y remaches.
6061	Estructuras, Armazones, y piezas de vehículos y usos marinos.	Todas las formas
6063	Muebles y herrajes arquitectónicos.	Tubos y perfiles extruidos.
7001	Estructuras de alta resistencia.	Tubos y perfiles extruidos.
7075	Estructuras de aviones y para trabajo pesado.	Todas las formas, excepto tubos.

Fuente. Robert L. Mott, P.E. Grupos de aleaciones de aluminio. Ciudad de México. 2006. Pág. 58 (Capítulo 2 - Materiales en el diseño mecánico).

A continuación describiremos las propiedades químicas y físicas del aluminio 2024-T3, cuyo material es con el que se fabricaran los soportes, como también parte del difusor para conducir el flujo de aire que ingresa por la toma de aire NACA.

**Tabla 03. Composición química de la aleación 2024 - T3**

Elemento	Composición típica (%)
Al	93,5
Cu	4,4
Fe	0,5
Mg	1,5
Mn	0,6
Si	0,5

Fuente. Mikell P. Groover. Fundamentos de Manufactura Moderna. Naucalpan de Juárez, Estado de México. 1997. Pág. 134. (Capítulo 7 - Metales).

**Tabla 04. Propiedades físicas de la aleación 2024 - T3**

Calor específico (0 a 100 °C)	Rango de fusión	Alargamiento (%)	Densidad ( $g/cm^3$ )	Resistencia a la tensión (Lb/Pulg) (MPa)
920 °C	500 - 638 °C	18	2,70	70,000 485

Fuente. María Nuria Salán Ballesteros. Tecnología de proceso y transformación de materiales. Barcelona – España. 2005. Pág. 84. (Capítulo 4 Materiales metálicos).

**Tabla 05. Propiedades mecánicas de la aleación 2024 - T3**

Módulo de Poisson	Espesor (mm)	Resistencia a la tracción (MPa)	Límite elástico (MPa)	Módulo de elasticidad (MPa)
0.33	0.203-6.32	434 – 441	289	73000

Fuentes. <http://www.delmetal.com.ar/productos/aluminio/2024.pdf>

[http://www.alcoa.com/mill\\_products/catalog/pdf/alloy2024techsheet.pdf](http://www.alcoa.com/mill_products/catalog/pdf/alloy2024techsheet.pdf)

### 7.3 CARACTERÍSTICAS FÍSICAS Y MECÁNICAS DEL PERNO AN3-5A, UTILIZADO PARA LA SUJECCIÓN DE LOS SOPORTES ESTRUCTURALES DEL RADIADOR.

Tabla 06. Propiedades físicas y mecánicas del perno AN3-5A

Especificaciones físicas y mecánicas del perno AN3-5A		
		
Tamaño de la rosca:	0.32"	
Longitud:	0.656 "	
Diámetro:	0.1875 "	
Material:	Hecho de aleación de acero de alta resistencia (tipo 8740 más utilizado).	
Mecanismo de cierre:	Caña no perforada	
Tipo de perno:	Hexagonal	
Tipo de cabeza:	Hex	
Vástago perforado:	Si	
Color	Tipo oro	
Resistencia a la tracción mínima:	125, 000 PSI	
Densidad:	7,85 g / cc	
<b>PROPIEDADES MECÁNICAS</b>	<b>MÉTRICO</b>	<b>INGLES</b>
Resistencia a la tracción, Ultimate	695 MPa	101.000 psi
Resistencia a la tracción, Rendimiento	415 MPa	60,200 psi
Módulo de elasticidad	205 GPa	29700 ksi
Módulo Granel	140 GPa	20300 ksi
Dureza, Brinell	201	201

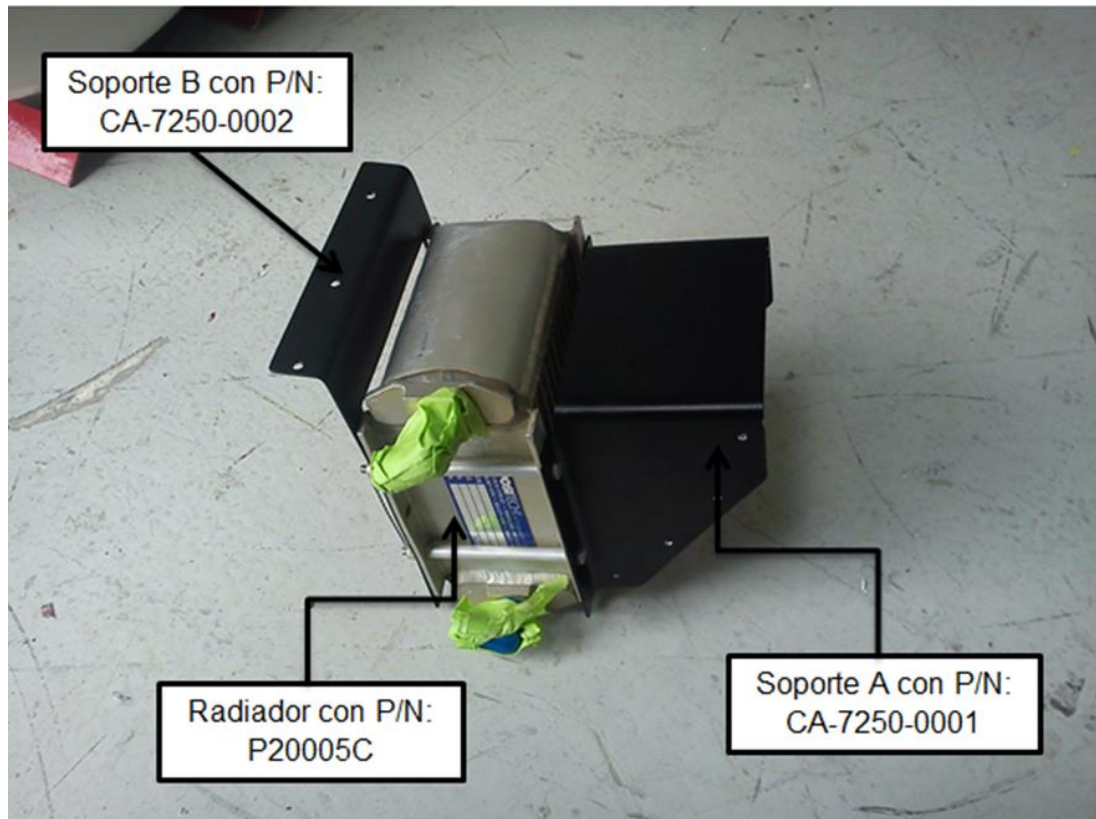
Fuentes. <http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=M874AC>

<http://www.airpartsinc.com/shopexd.asp?id=1238>

#### 7.4 ANÁLISIS DE ESFUERZOS Y DEFORMACIONES A LOS SOPORTES PARA EL CAMBIO DE POSICIÓN DEL RADIADOR, TENIENDO EN CUENTA EL PESO Y BALANCE DEL AVIÓN.

A continuación determinaremos la fuerza que ejerce la gravedad sobre cada uno de estos componentes.

**Figura 26. Se muestra cada uno de los componentes con su correspondiente nombre y parte número.**



Fuente. Autor, bajo autorización de la Fuerza Aérea Colombiana.

**Fuerza que ejerce la gravedad sobre cada uno de estos componentes.**

**Radiador con P/N: P20005C:**

$$(1.666 \text{ Kg}) \left( \frac{9.81 \text{ N}}{1 \text{ Kg}} \right) = 16.34 \text{ N}$$

**Soporte A con P/N: CA-7250-0001 o también conocido como Difusor:**

$$(0.136 \text{ Kg}) \left( \frac{9.81 \text{ N}}{1 \text{ Kg}} \right) = 1.334 \text{ N}$$

**Soporte B con P/N: CA-7250-0002:**

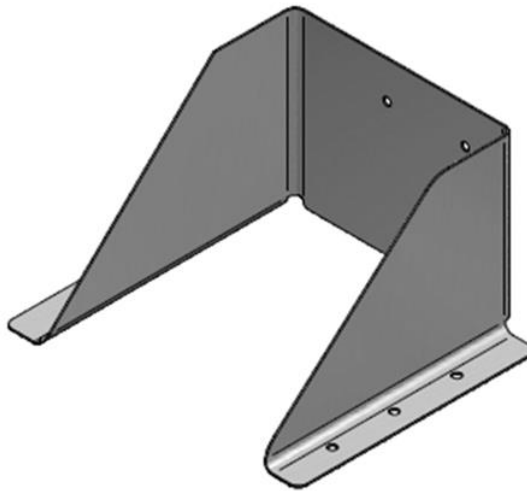
$$(0.106 \text{ Kg}) \left( \frac{9.81 \text{ N}}{1 \text{ Kg}} \right) = 1.039 \text{ N}$$

**Cálculo del esfuerzo simple en cada soporte.**

Para calcular el esfuerzo simple sobre cada soporte se ha decidido tomar las áreas que hacen contacto con la parte inferior del Baffle, forward left con P/N: 251-0038. Se ha decidido tener en cuenta el peso de cada soporte más el del radiador multiplicado tres veces, ya que las aeronaves ligeras, ultraligeras, livianas y de entrenamiento suelen sufrir los efectos de dos o tres gravedades en el momento de despegue, aterrizaje y maniobras durante el vuelo, lo cual aumenta el peso de los componentes y estructuras de la aeronave.

**Cálculo del esfuerzo simple en el soporte A con P/N: CA-7250-0001**

**Figura 27. Muestra el soporte A con P/N: CA-7250-0001.**



Fuente. Autor, bajo autorización de la Fuerza Aérea Colombiana.

**Para calcular el esfuerzo simple utilizaremos la siguiente ecuación:**

### Ecuación 10. Esfuerzo simple

$$\sigma = \frac{F}{A}$$

Fuente. ANDREW Pytel, FERDINAND Singer. Resistencia de materiales. México, D.F. Alfaomega, 2008.p. 5

Dónde:

$F$ : Es el esfuerzo o fuerza aplicada que se reparte uniformemente en la totalidad de la sección transversal de un área o miembro.

$A$ : Es el área de la sección transversal.

Teniendo en cuenta las variables anteriores procederemos a determinar cada una:

La fuerza aplicada en la sección trasversal del área es la siguiente 50.35 N.

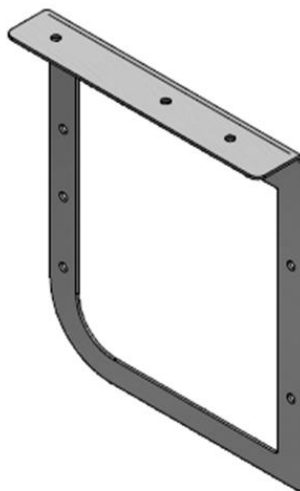
El área de contacto entre el soporte A y la parte inferior del Baffle, forward left es de 25951.72 mm<sup>2</sup>.

Así el esfuerzo simple en el soporte A con P/N: CA-7250-0001 es:

$$\sigma = \frac{50.35 \text{ N}}{25951.72 \text{ mm}^2} = 0.00194 \text{ MPa}$$

**Calculo del esfuerzo simple en el soporte B con P/N: CA-7250-0002**

**Figura 28. Muestra el soporte B con P/N: CA-7250-0002.**



Fuente. Autor, bajo autorización de la Fuerza Aérea Colombiana.

La fuerza aplicada en la sección transversal del área es la siguiente 50.06 N.

El área de contacto entre el soporte B y la parte inferior del Baffle, forward left es de 5120.64 mm<sup>2</sup>.

Así el esfuerzo simple en el soporte B con P/N: CA-7250-0002 es:

$$\sigma = \frac{50.06 \text{ N}}{5120.64 \text{ mm}^2} = 0.009776 \text{ MPa}$$

Los resultados anteriores nos permiten deducir que los esfuerzos simples producidos en cada uno de los soportes, están muy por debajo del esfuerzo máximo que soporta el aluminio 2024-T3, el cual es de 441 MPa.

Como se había especificado anteriormente estos soportes estarán unidos a la parte inferior del Baffle, forward left mediante pernos AN3-5A. Por esta razón es de gran importancia calcular la zona de cizallamiento de la unión de los pernos, el esfuerzo cortante en los pernos y el esfuerzo de aplastamiento entre los pernos y las placas de los soportes y el Baffle, forward left.

**Calculo de la zona de cizallamiento de la unión de los pernos utilizados mediante la siguiente ecuación:**

$$\text{Zona de cizallamiento} = \text{la longitud del perno} * \text{el grosor}$$

$$\text{Zona de cizallamiento} = 1.66624 \text{ cm} * 0.483 \text{ cm} = 0.804 \text{ cm}^2$$

La zona de cizallamiento de la unión del perno es 0.804 cm<sup>2</sup>.

**Calculo del esfuerzo cortante en los pernos que unen los soportes del radiador a el Baffle, forward left.**

Cálculo del esfuerzo cortante en los pernos que unen el soporte A con P/N: CA-7250-0001 al Baffle, forward left.

Los pernos utilizados para la unión de estos dos soportes fueron dos, tienen un diámetro de 4.83 mm. La conexión transmite una fuerza 50.35 N. cuando la línea de acción de la fuerza aplicada pasa a través del centro de gravedad del conjunto de los pernos, se considera que cada perno soporta una parte igual de la carga. La fuerza cortante sobre cada perno es de 25.175 N.

Para calcular el esfuerzo cortante en los pernos que unen los soportes utilizaremos la siguiente ecuación:

**Ecuación 11.** Esfuerzo cortante en los pernos

$$\tau = \frac{P}{A}$$

Fuente. JOSE Negrete. Apuntes de Física General México, D.F.: UNAM, 2005.p.118

Dónde:

$\tau$ : Esfuerzo cortante en lb/plg<sup>2</sup> o Pa en N/m<sup>2</sup>.

$P$ : Fuerza cortante en lb o N.

$A$ : Área sobre la cual actúa la fuerza cortante en plg<sup>2</sup>, mm<sup>2</sup> o en m<sup>2</sup>.

Teniendo en cuenta las variables anteriores procederemos a remplazar cada una

Antes de remplazar hallaremos el Área total del perno.

$$A = \frac{\pi D^2}{4} = \frac{\pi (4.83 \text{ mm})^2}{4} = 18.3 \text{ mm}^2$$

Entonces el esfuerzo cortante en los pernos que unen los soportes es:

$$\tau = \frac{25.175 \text{ N}}{18.3 \text{ mm}^2} = 1.38 \text{ MPa}$$

Cálculo del esfuerzo cortante en los pernos que unen el soporte B con P/N: CA-7250-0002 al Baffle, forward left.

Los pernos utilizados para la unión de estos dos soportes fueron tres, tienen un diámetro de 4.83 mm. La conexión transmite una fuerza 50.06 N. cuando la línea de acción de la fuerza aplicada pasa a través del centro de gravedad del conjunto de los pernos, se considera que cada perno soporta una parte igual de la carga. La fuerza cortante sobre cada perno es de 16.69 N.

Entonces el esfuerzo cortante en los pernos que unen los soportes es:

$$\tau = \frac{16.69 \text{ N}}{18.3 \text{ mm}^2} = 0.91 \text{ MPa}$$



**Calculo del esfuerzo de aplastamiento entre el perno y las placas del soporte A con P/N: CA-7250-0001 y del Baffle, forward left que une este mismo.**

Como describimos anteriormente el perno tiene un diámetro de 4,38 mm. El soporte A se fabricó con una lámina de aluminio 2024-T3 cuyo espesor es de 1.6 mm, este es el mismo espesor de la lámina con la que se fabricó el Baffle, forward left. La conexión entre las dos láminas transmite una fuerza de 25.175 N a cada perno.

Para hallar el esfuerzo de aplastamiento entre el perno y las dos láminas se utilizara la siguiente ecuación.

**Ecuación 12.** Esfuerzo de aplastamiento entre el perno y las dos láminas

$$\sigma = \frac{P}{(D_{Remache})(Espesor\ de\ las\ laminas)}$$

Fuente. Santiago Poveda Martínez. Elementos de fijación en estructuras aeroespaciales. Visual Graphics Group.p.7

Dónde:

$\sigma$ : Es el esfuerzo de aplastamiento entre el perno y las dos láminas.

$P$ : Es la Fuerza cortante en lb o N.

Teniendo en cuenta las variables anteriores procederemos a remplazar cada una.

$$\sigma = \frac{25.175\ N}{(4.83\ mm)(1.6\ mm)} = 3.26\ \frac{N}{mm^2}$$

**Calculo del esfuerzo de aplastamiento entre el perno y las placas del soporte B con P/N: CA-7250-0002 y del Baffle, forward left que une este mismo.**

El soporte B se fabricó con una lámina de aluminio 2024-T3 cuyo espesor es de 1.6 mm, este es el mismo espesor de la lámina con la que se fabricó el Baffle, forward left. La conexión entre las dos láminas transmite una fuerza de conexión 16.69 N a cada perno.

Entonces el esfuerzo de aplastamiento entre el perno y las dos láminas es

$$\sigma = \frac{16.69 \text{ N}}{(4.83 \text{ mm})(1.6 \text{ mm})} = 2.16 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$

**Desgarro (Shear out): Desgarro de la zona de la estructura adyacente al elemento de fijación. Para el soporte A con P/N: CA-7250-0001.**

Para realizar este cálculo utilizaremos la siguiente ecuación.

**Ecuación 13.** Resistencia a cortadura del material

$$F_{SU} = \frac{P}{(2)(L)(T)}$$

Fuente. Santiago Poveda Martínez. Elementos de fijación en estructuras aeroespaciales. Visual Graphics Group.p.7

Dónde:

$F_{SU}$ : Resistencia a cortadura del material.

$P$ : Valor de la carga a la que se produce el desgarro del material de la chapa.

$L$ : Distancia efectiva al borde del material o al próximo agujero.

$T$ : Espesor del material.

Teniendo en cuenta las variables anteriores procederemos a remplazar cada una.

$$F_{SU} = \frac{25.175 \text{ N}}{(2)(20.12 \text{ mm})(1.6 \text{ mm})} = 0.391 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$

**Desgarro (Shear out): Desgarro de la zona de la estructura adyacente al elemento de fijación. Para el soporte B con P/N: CA-7250-0002.**

La conexión entre las dos láminas transmite una fuerza de conexión de 16.69 N a cada uno de los tres pernos utilizados en esta conexión.

$$F_{SU} = \frac{16.69 \text{ N}}{(2)(12 \text{ mm})(1.6 \text{ mm})} = 0.434 \text{ MPa}$$

**A continuación calcularemos la tracción o fallo por tracción en la estructura adyacente al elemento de fijación. Para el soporte A con P/N: CA-7250-0001.**

Para realizar este cálculo utilizaremos la siguiente ecuación.

**Ecuación 14.** Resistencia a tracción del material

$$F_{TU} = \frac{P}{(T)(W - D)}$$

Fuente. Santiago Poveda Martínez. Elementos de fijación en estructuras aeroespaciales. Visual Graphics Group.p.7

Dónde:

$F_{TU}$ : Resistencia a tracción del material.

$P$ : Valor de la carga a la que se produce el fallo a tracción del material de la chapa.

$T$ : Espesor del material

$W$ : Ancho de la chapa.

$D$ : Diámetro del agujero.

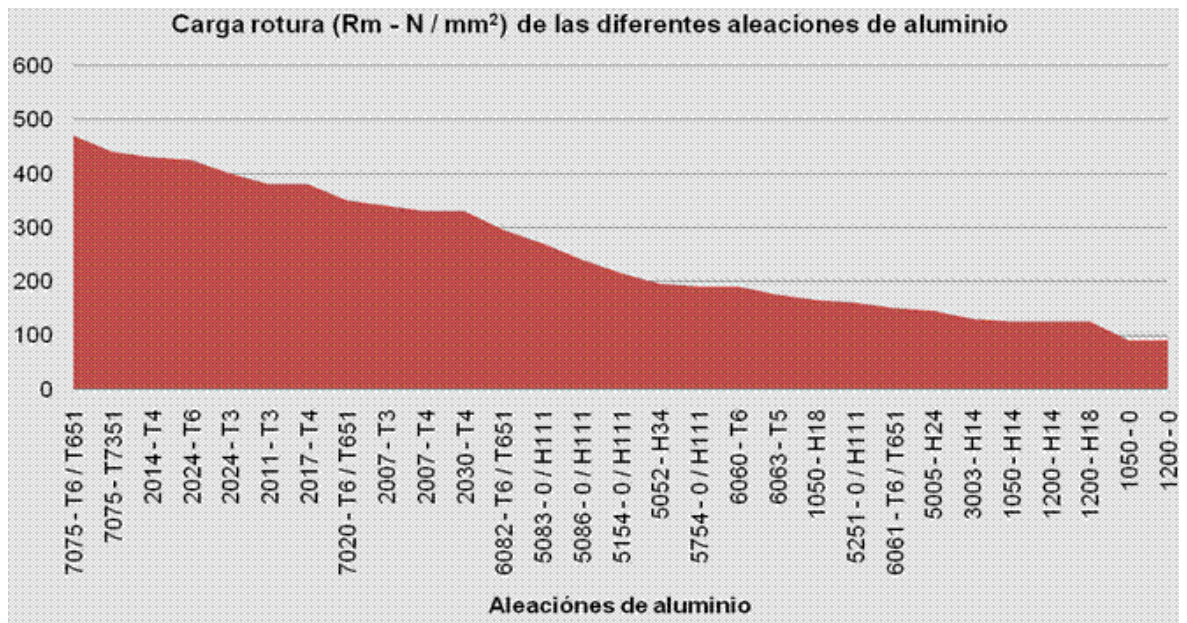
Teniendo en cuenta las variables anteriores procederemos a remplazar cada una.

$$F_{TU} = \frac{25.175 \text{ N}}{(1.6 \text{ mm})(23.5 \text{ mm} - 4.83 \text{ mm})} = 0.84 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$

**Tracción o fallo por tracción en la estructura adyacente al elemento de fijación. Para el soporte B con P/N: CA-7250-0002.**

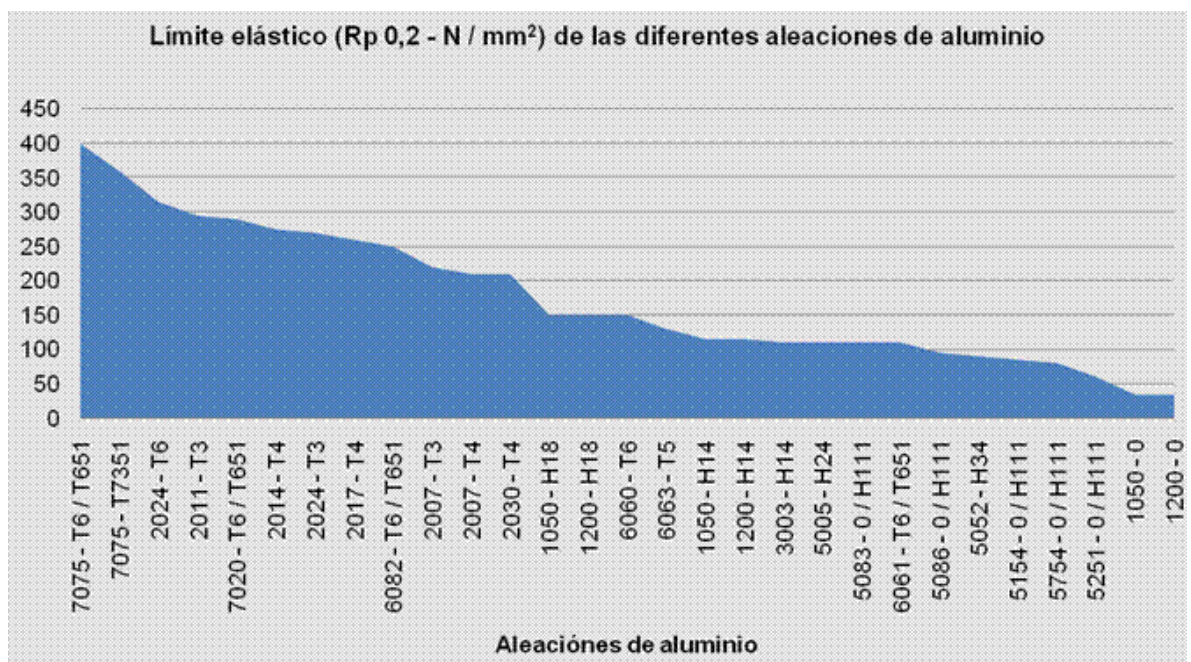
$$F_{TU} = \frac{16.69 \text{ N}}{(1.6 \text{ mm})(17 \text{ mm} - 4.83 \text{ mm})} = 0.86 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$

**Figura 29.** Grafica carga de rotura o resistencia a la tracción del aluminio 2024-T3.



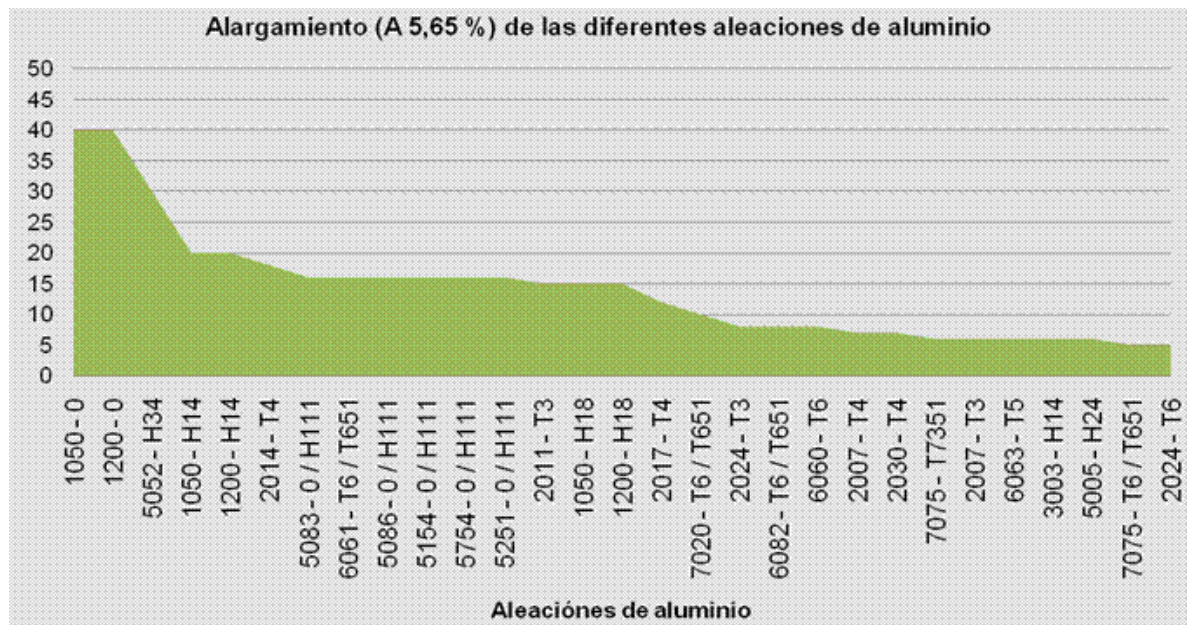
Fuente: [http://www.lumetalplastic.com/dural\\_carac\\_mec.html](http://www.lumetalplastic.com/dural_carac_mec.html)

**Figura 30.** Grafica del límite elástico o tensión a la cual el material tiene una deformación plástica del 0,2 %.



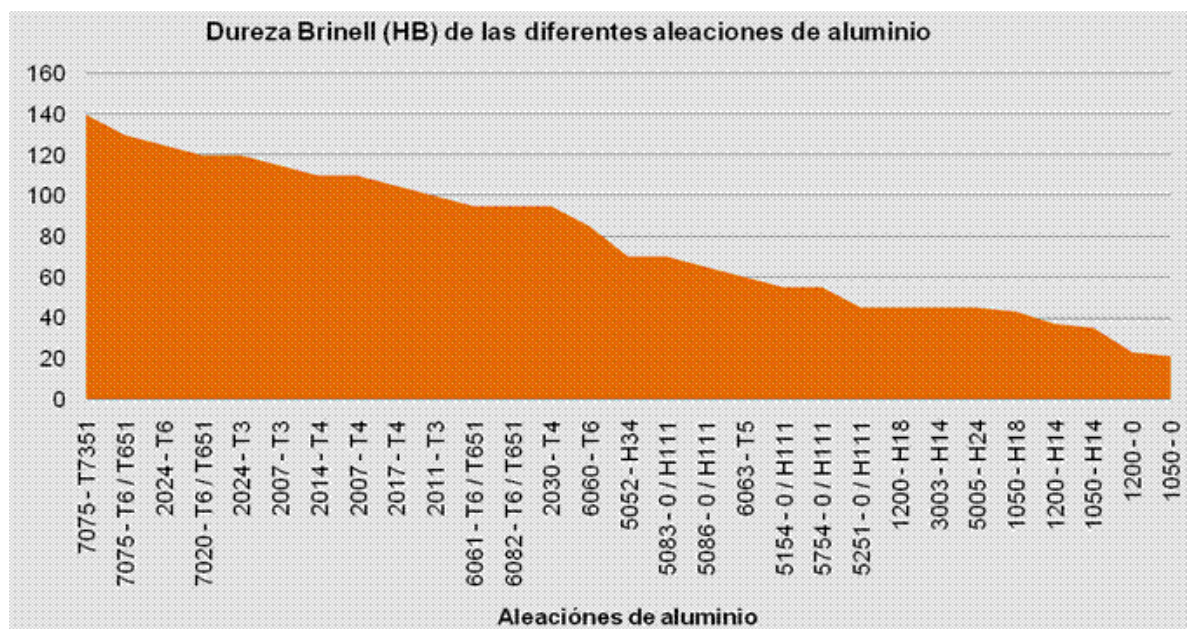
Fuente: [http://www.lumetalplastic.com/dural\\_carac\\_mec.html](http://www.lumetalplastic.com/dural_carac_mec.html)

**Figura 31.** Grafica de alargamiento: Aumento de longitud (%) que tiene un material cuando se le somete a un esfuerzo de tracción antes de producirse su rotura



Fuente: [http://www.lumetalplastic.com/dural\\_carac\\_mec.html](http://www.lumetalplastic.com/dural_carac_mec.html)

**Figura 32.** Dureza Brinell: Mide la penetración de una bola de acero en el material a estudiar.



Fuente: [http://www.lumetalplastic.com/dural\\_carac\\_mec.htm](http://www.lumetalplastic.com/dural_carac_mec.htm)

## 7.5 SIMULACIÓN EN ANSYS DEL SOPORTE A CON P/N: CA-7250-0001, DEL SOPORTE B CON P/N: CA-7250-0002 Y EL PERNO AN3-5A.

Se ha decidido realizar una serie de simulaciones de estos componentes estructurales en el software ANSYS 14.0 ya que este programa muestra las condiciones en las cuales un elemento o componente estructural puede deformarse o fracturarse.

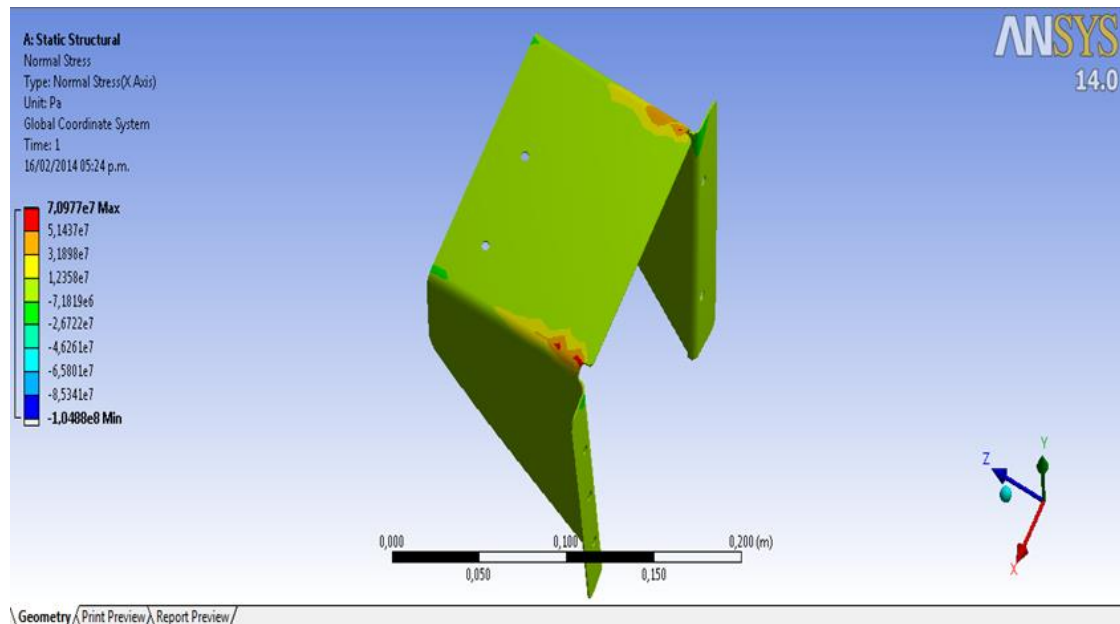
A continuación se muestra la simulación correspondiente de cada componente estructural y una descripción de cada una de ellas.

### Simulación en ANSYS del soporte A con P/N: CA-7250-0001 o difusor.

#### Esfuerzo Normal

El valor de la fuerza aplicada en cada área donde se sujeta el radiador es de 50,35 N.

**Figura 33. Se muestra la imagen de la simulación del esfuerzo normal en el del soporte A con P/N: CA-7250-0001 o difusor en ANSYS.**



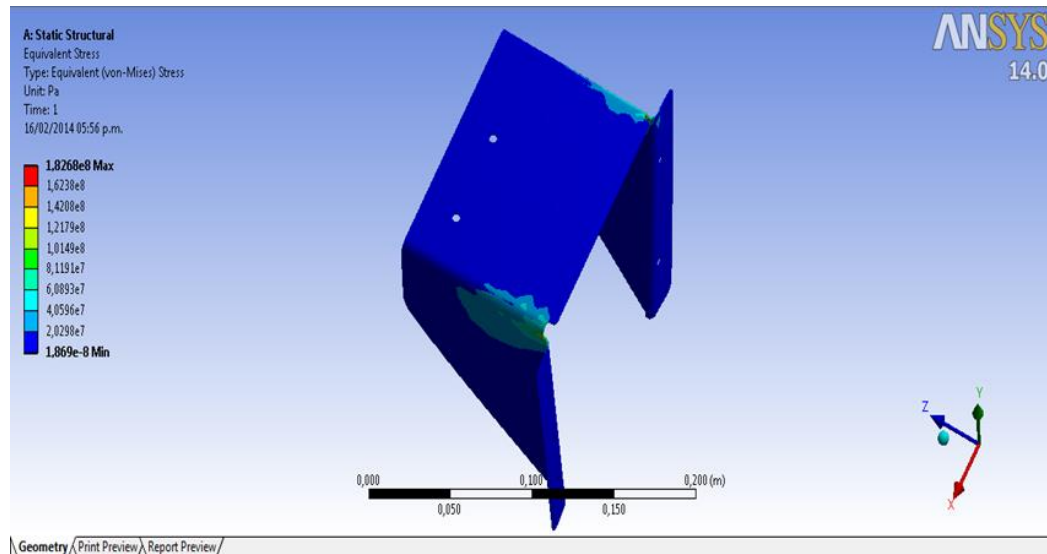
Fuente. Autor, bajo autorización de la Fuerza Aérea Colombina.

En esta fase de la simulación se puede observar que los esfuerzos se encuentran distribuidos sobre todas las caras del cuerpo del difusor y en los dobleces de este mismo.

Pero recordemos que el esfuerzo máximo que va a soportar este componente estructural es de 0.00194 MPa, el cual se encuentra por debajo de la resistencia a la tensión que puede soportar el aluminio 2024-T3, la cual es de 400 a 427 MPa por lo cual sus posibilidades de deformación o fractura son mínimas.

### Tensión equivalente

**Figura 34.** Se muestra la imagen de la simulación de la tensión equivalente en el del soporte A con P/N: CA-7250-0001 o difusor en ANSYS.



Fuente. Autor, bajo autorización de la Fuerza Aérea Colombina.

En esta fase de la simulación se realiza un análisis a las piezas o componentes estructurales sometidos a cargas combinadas donde se muestran los posibles puntos de fatiga donde se concentran estas cargas o esfuerzos. Se puede observar que los puntos de fatiga por la concentración de cargas se encuentran en los dobleces del difusor

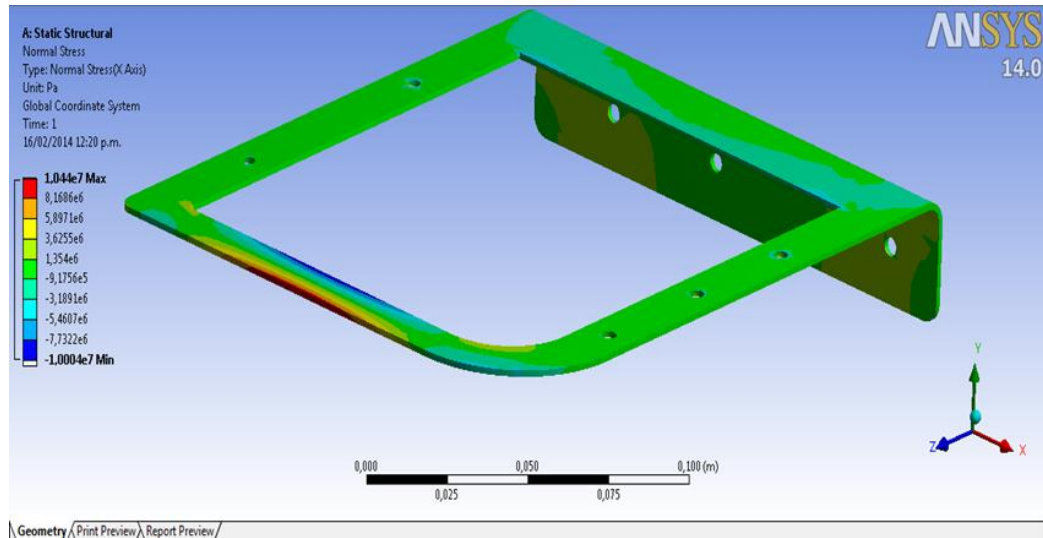


## Simulación en ANSYS del soporte B con P/N: CA-7250-0002

### Esfuerzo Normal

El valor de la fuerza aplicada en la cara donde se sujeta el radiador es de 50,06 N.

**Figura 35. Se muestra la imagen de la simulación del esfuerzo Normal en el del soporte B con P/N: CA-7250-0002 en ANSYS.**



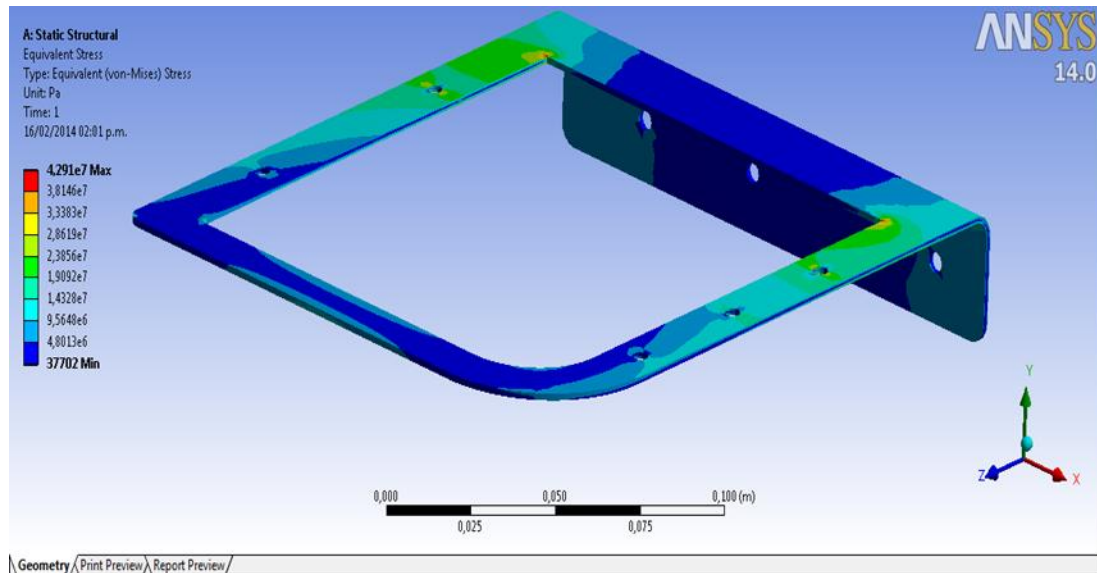
Fuente. Autor, bajo autorización de la Fuerza Aérea Colombina.

En esta fase de la simulación se puede observar que la mayor concentración de esfuerzos se encuentra distribuida en la parte inferior del soporte. Pero recordemos que el esfuerzo máximo que va a soportar este componente estructural es de 0.009776 MPa, el cual se encuentra por debajo de la resistencia a la tensión que puede soportar el aluminio 2024-T3, la cual es de 400 a 427 MPa por lo cual sus posibilidades de deformación o fractura son mínimas.



## Tensión equivalente

**Figura 36.** Se muestra la imagen de la simulación de la tensión equivalente en el del soporte B con P/N: CA-7250-0002 en ANSYS.



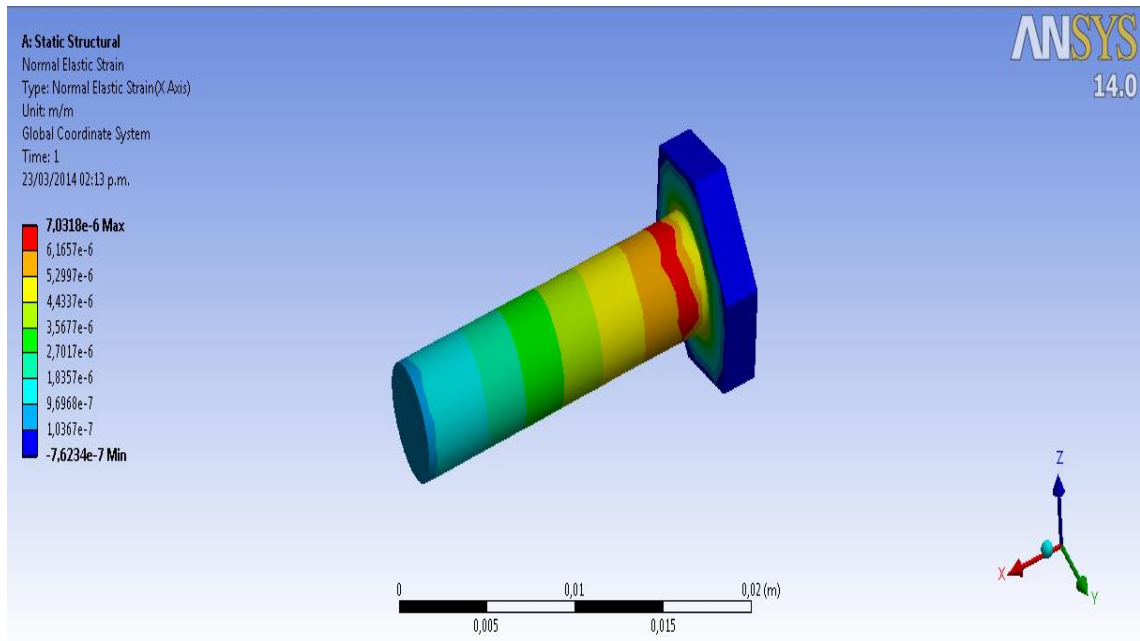
Fuente. Autor, bajo autorización de la Fuerza Aérea Colombina.

En el caso del soporte B con P/N: CA-7250-0002, los puntos de fatiga se encuentran concentrados en las esquinas agudas superiores del área efectiva del panel del radiador como se muestra en la imagen anterior.

## Simulación en ANSYS del perno AN3-5A

Se ha realizado una simulación al perno AN3-5A que tienen como función sujetar los soportes del radiador al Baffle, forward left con parte número: 251-0038, estos pernos están sometidos a un esfuerzo máximo de 25.175 N y uno mínimo de 16.69 N obteniendo los siguientes resultados:

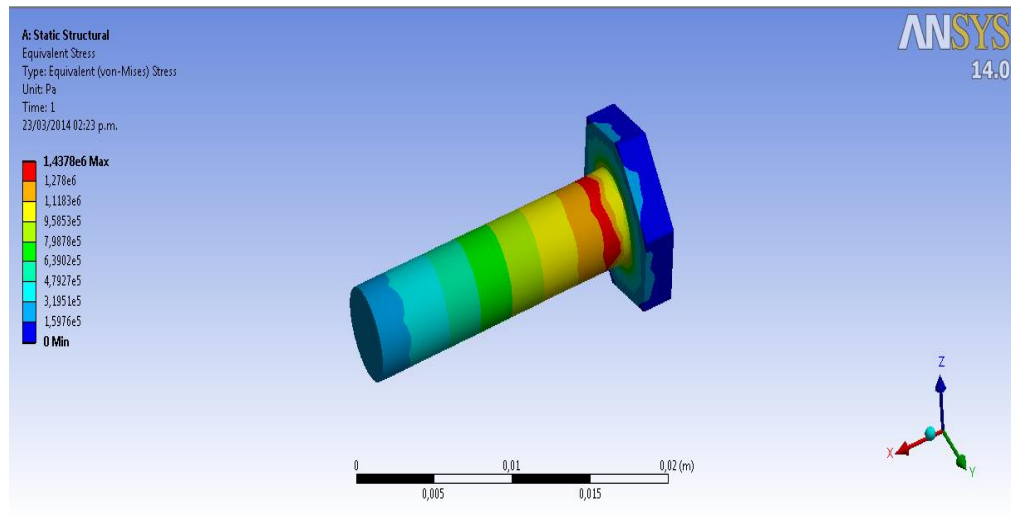
**Figura 37. Se muestra la imagen de la simulación del esfuerzo Normal en el AN3-5A en ANSYS.**



Fuente. Autor, bajo autorización de la Fuerza Aérea Colombina.

La simulación muestra que el esfuerzo máximo se presenta en la unión del vástago y la cabeza del perno, pero en el caso de nuestros soportes se utilizan tres pernos para su sujeción lo cual hace que este esfuerzo se distribuya entre los tres soportando cada uno una parte del esfuerzo al cual está sometido los soportes al sujetar el radiador.

**Figura 38. Se muestra la imagen de la simulación de la tensión equivalente en el AN3-5A en ANSYS.**



Fuente. Autor, bajo autorización de la Fuerza Aérea Colombina.

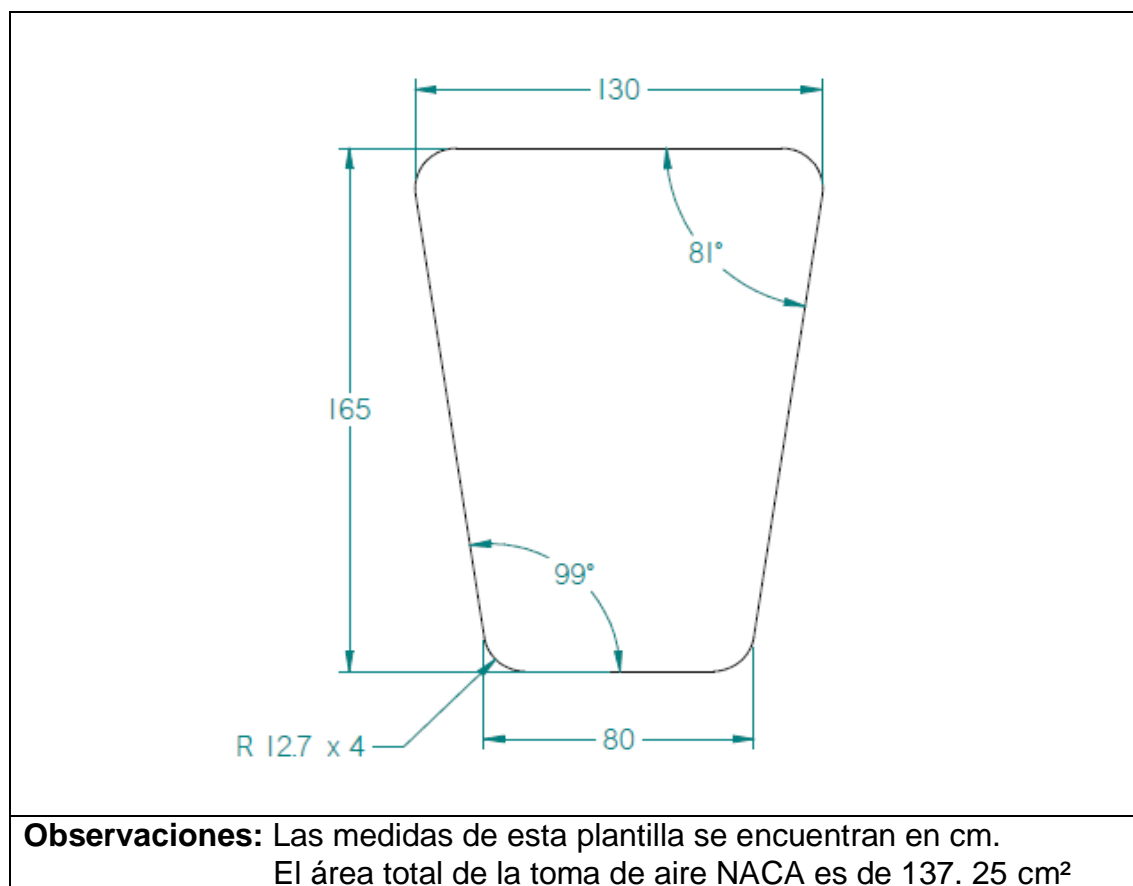
En la simulación se puede observar que los puntos de fatiga se encuentran concentrados en la unión del vástago y la cabeza del perno, pero esta fuerza no es suficiente mente fuerte para deformar el vástago del perno o producir su fractura.

## 7.6 IMPLEMENTACIÓN DE LA TOMA DE AIRE NACA.

La toma de aire tipo NACA que se instalara en las aeronaves T-90 Calima, tendrá una forma trapezoidal y sus dimensiones serán las observadas en la figura 35, teniendo en cuenta, el área efectiva del panel del radiador la cual es de 266 cm<sup>2</sup>.

### Especificaciones dimensionales de la toma de aire NACA.

**Figura 39.** Se puede observar las dimensionales de la toma de aire NACA.

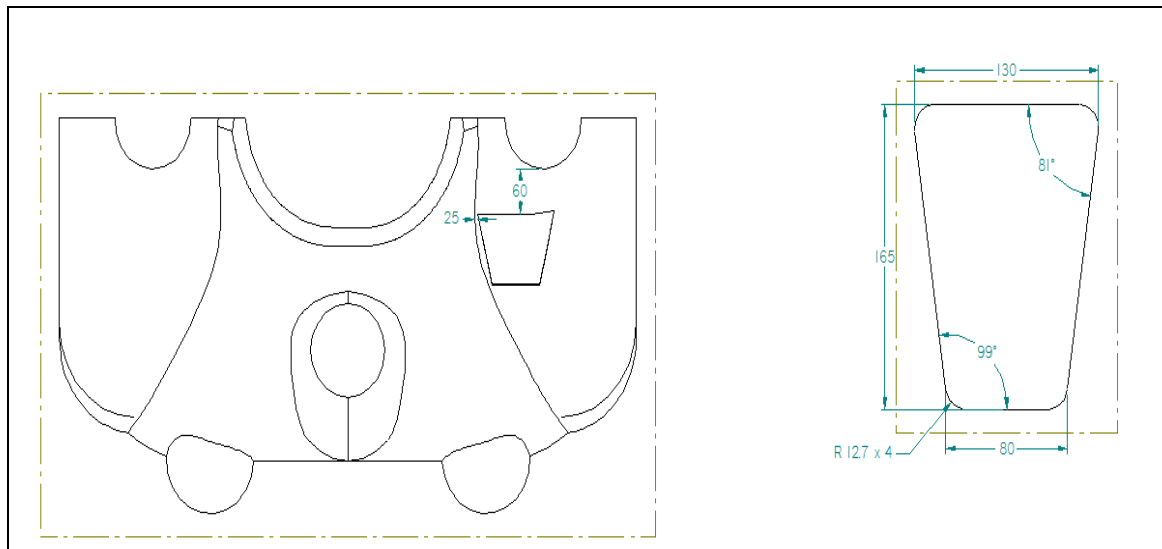


Fuente. Autor, bajo autorización de la Fuerza Aérea Colombiana.

### Ubicación de la toma de aire NACA.

La toma de aire tipo NACA será instalada en el lado izquierdo del cowling o carenaje inferior de la aeronave a una distancia de 6 cm, de la abertura circular para la entrada de aire y a 2.5 cm, paralelamente de la curvatura del cowling. En la figura 36, se puede observar la ubicación de la toma de aire NACA en la aeronave T-90 Calima.

**Figura 40.** Se puede observar la ubicación de la toma de aire NACA en el cowling o carenaje inferior de la aeronave T-90 Calima.



**Observaciones:** En la primera imagen se puede observar las medidas de la toma de aire NACA y su ubicación en el cowling o carenaje inferior de la aeronave.



**Observaciones:** La segunda imagen muestra la ubicación de la toma de aire en la aeronave T-90 Calima con número de matrícula FAC 2452, en su primer vuelo de prueba.

## 7.7 CALCULOS PARA DETERMINAR LA CANTIDAD DE FLUJO MASICO DE AIRE QUE ATRAVIESA LA HELICE DE LA AERONAVE Y SU VELOCIDAD FINAL AL ENTRAR EN LA TOMA DE AIRE NACA.

Para poder calcular la cantidad de flujo másico aire que atraviesa la hélice, así como la velocidad final de este mismo, debemos calcular la velocidad inducida de la hélice en el plano de rotación, para realizar este cálculo nos basaremos en la teoría elemental de la blade y utilizando las ecuaciones planteadas en la sección 5.3.1.9 Hélice.

A continuación empezaremos a calcular la velocidad inducida por la hélice.

$$\omega = 2\pi * r * n$$

Dónde:

$\omega$ : Velocidad inducida por la hélice.

$r$ : Radio de la blade desde el Spinner al elemento final de la pala.

$n$ : Las rpm proporcionadas por el motor a la hélice.

El dato de las cantidades de RPM proporcionadas por el motor a la hélice a una determinada velocidad, fueron obtenidos por medios “Flight Data Recorder” instalado en la aeronave y que tiene como objetivo registrar los datos del comportamiento de la aeronave durante la trayectoria y el tiempo de duración del vuelo, los cuales se encuentran organizados en un libro de Microsoft Excel para una mejor lectura.

Observaciones

Los datos para realizar estos cálculos fueron registrados por el “Flight Data Recorder” en diferentes intervalos de velocidades alcanzados por la aeronave durante el vuelo.

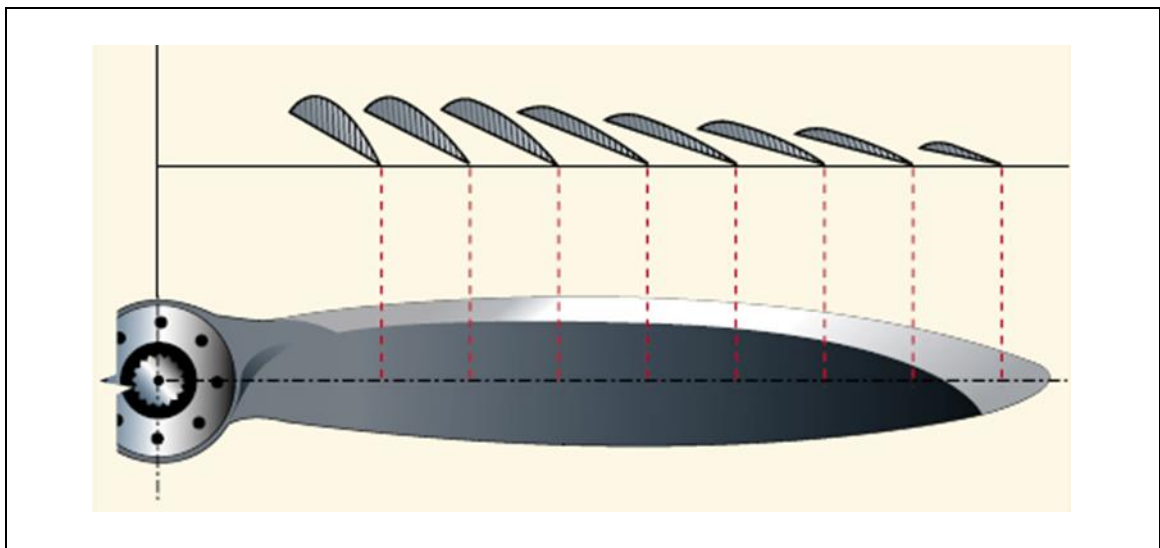
Si la aeronave tiene una velocidad de 102,5 nudos esta es equivalente a 52.685 m/s.

$$102,5 \text{ knot's} \left( \frac{0,514 \frac{m}{s}}{1 \text{ knot}} \right) = 52.685 \frac{m}{s}$$

Las RPM proporcionadas a la hélice por el motor a esta velocidad son 2708.

Para determinar el radio de la hélice debemos dividir el diámetro de la hélice por 2, según el manual del fabricante de la hélice HARZEL REV 16 para la aeronave T-90 Calima, el diámetro de la hélice es de 81 pulgadas, el cual dividido por 2 obtenemos que el radio de la hélice es de 40.5 pulgadas. Pero si tenemos en cuenta que la teoría elemental de la hélice establece que si se realiza el cálculo con el radio total de la hélice se obtendría un resultado erróneo, ya que no se tienen en cuenta aspectos como: la torsión de esta misma, sus dimensiones y las fuerzas que actúan sobre los diferentes puntos o áreas de la blade. Para no incurrir en este error la teoría elemental de la hélice establece que cada blade de la hélice debe ser dividida en 5 o 10 secciones para obtener un resultado más acertado en el momento de calcular la velocidad de la hélice en un determinado radio.

**Figura 41. Se puede observar la división de una blade de una hélice en 10 secciones.**



Fuente. FAA. Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge. Chapter 06. Aircraft Systems. 2012, Pág. 5

Para realizar el cálculo de la velocidad inducida por la hélice en el plano de rotación hemos determinado que el valor del radio de la blade sea desde la raíz de esta misma hasta el centro de la toma de aire NACA. Siendo este radio de 9.055 pulgadas.

Para poder obtener la velocidad inducida por la hélice en un determinado punto en su plano de rotación en m/s, debemos realizar las siguientes conversiones:

$$r = 9.055 \text{ in} \left( \frac{1 \text{ m}}{39.37 \text{ in}} \right) = 0.229 \text{ m}$$

$$n = 2708 \text{ RPM} \left( \frac{1 \text{ Min}}{60 \text{ Seg}} \right) = 45.13 \frac{\text{Rev}}{\text{Seg}}$$

Procederemos a remplazar los datos anteriores en la ecuación para calcular la velocidad inducida por la hélice.

$$\omega = 2\pi(0.229 \text{ m})(45.13 \text{ Rev/Seg}) = 64.93 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

A continuación utilizaremos la siguiente ecuación, para calcular la cantidad de flujo másico que atraviesa la hélice.

$$\dot{m} = \rho A_1 (V + v)$$

Dónde:

$\dot{m}$ : Es el flujo másico que atraviesa la hélice.

$\rho$ : Corresponde a la densidad del aire.

$A_1$ : Es el área del disco de la hélice.

$V$ : Es la velocidad real de la aeronave.

$v$ : Velocidad inducida por la hélice en el aire el plano de rotación.

Para determinar el área del disco de la hélice utilizaremos la siguiente ecuación:

$$A_1 = \pi r^2$$

Donde  $r^2$  es el radio de la hélice elevado al cuadrado

$$A_1 = \pi(0.229 \text{ m})^2 = 0.164 \text{ m}^2$$

Obtenido este dato procedemos a remplazar en la ecuación anterior para determinar el flujo másico que atraviesa la hélice.

$$\dot{m} = 0.9375 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3} * 0.164 \text{ m}^2 \left( 52.685 \frac{\text{m}}{\text{s}} + 64.93 \frac{\text{m}}{\text{s}} \right) = 18.083 \frac{\text{Kg}}{\text{s}}$$

Según el cálculo anterior la cantidad de masa de aire que atraviesa la hélice es de 18.083 kg/s.



Hallados estos datos procederemos a realizar el cálculo de la velocidad final del flujo másico, cuando este ha atravesado la hélice. Para poder encontrar esta velocidad debemos aplicar la siguiente ecuación.

$$T = \rho * A_1 (V + v) * V_1$$

Dónde:

$T$ : Es el impulso generado por la hélice.

$V_1$ : Es la velocidad final del flujo másico cuando este ya ha atravesado la hélice y realizando el despeje quedaría de la siguiente forma.

$$V_1 = \frac{T}{\rho * A_1 (V + v)}$$

Para poder utilizar esta ecuación debemos hallar la variable  $T$  que es el impulso generado por la hélice recordemos que el empuje generado por la hélice es la masa por unidad de tiempo multiplicado por el cambio total en la velocidad por unidad de tiempo a través del volumen de control y la cual hallaremos por medio de la siguiente ecuación.

$$T = \rho * A_1 (V + v)2v$$

Procederemos a reemplazar los valores en las variables de la anterior ecuación.

$$T = 0.9375 \frac{Kg}{m^3} * 0.164 m^2 \left( 52.685 \frac{m}{s} + 64.93 \frac{m}{s} \right) * 2 \left( 64.93 \frac{m}{s} \right) = 2348.29 \frac{Kg * m}{s^2}$$

Como ya hemos hallado el impulso generado por la hélice, procederemos a reemplazar en la ecuación dada para calcular la velocidad final del flujo másico cuando este ya ha atravesado la hélice.

$$V_1 = \frac{2348.29 \frac{Kg * m}{s^2}}{0.9375 \frac{Kg}{m^3} * 0.164 m^2 \left( 52.685 \frac{m}{s} + 64.93 \frac{m}{s} \right)} = 129.85 \frac{m}{s}$$

Como hemos podido observar la velocidad final del flujo másico, cuando este ha atravesado la hélice es de 129.85 m/s. Con esta velocidad podremos calcular la cantidad de flujo másico de aire, el caudal y el número de Reynolds, con lo cual podremos determinar el movimiento del fluido en nuestra toma de aire tipo NACA.

Como se describió anteriormente y teniendo en cuenta las medidas de nuestro radiador y su área efectiva, se seleccionó que la forma de nuestra toma de aire tipo NACA, tenga una forma trapezoidal, cuyo conducto es directo hacia el radiador sin ningún tipo de obstáculo, como se muestra en la siguiente figura.

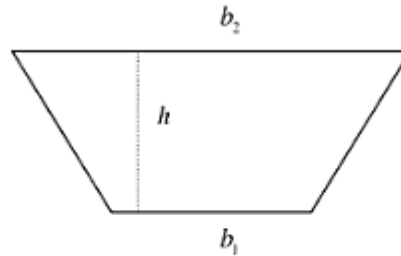
**Figura 42. Se puede observar el área de instalación de la toma de aire NACA, con forma trapezoidal y cuyo conducto es directo hacia el radiador sin ningún tipo de obstáculo.**



Fuente. Autor, bajo autorización de la Fuerza Aérea Colombiana.

A continuación procederemos calcular la cantidad de flujo másico de aire, el caudal y el número de Reynolds, con lo cual podremos determinar el movimiento del fluido en nuestra toma de aire tipo NACA.

Como primer paso debemos determinar el área total de nuestra toma de aire NACA, para ello utilizaremos la siguiente ecuación teniendo en cuenta su forma trapezoidal.



$$A = \frac{(Base\ menor + Base\ mayor) * Altura}{2}$$

$$A = \frac{(b_1 + b_2)h}{2}$$

En nuestra toma de aire NACA con forma trapezoidal las medidas son las siguientes:

**Base mayor:** 13 cm

**Altura de la figura trapezoidal:** 16.5 cm

**Base menor:** 8 cm

El área total de nuestra toma es la siguiente:

$$A = \frac{(B + b) * h}{2} = A = \frac{(8\ cm + 13\ cm)16.5\ cm}{2} = 137.25\ cm^2$$

Para poder utilizar este resultado debemos realizar una conversión de  $cm^2$  a  $m^2$ .

1  $cm^2$  es igual a 0,0001  $m^2$ .

$$137.25\ cm^2 \left( \frac{0.0001\ m^2}{1\ cm^2} \right) = 0.013725\ m^2$$

El área total de entrada de nuestra toma de aire hacia el radiador es de 0.013752  $m^2$ . A continuación calcularemos el caudal en la toma de aire con la siguiente ecuación.

$$Q = A * V$$

Dónde:

$Q$ : Es el caudal de aire.

$A$ : Es el área de la sección de la toma de aire por donde circula el fluido.

$V$ : La velocidad final del fluido cuando este ya ha atravesado la hélice.

Remplazando las variables

$$Q = 0.013725 \text{ m}^2 * 129.85 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 1.782 \frac{\text{m}^3}{\text{s}}$$

Ahora hallaremos el gasto másico dada la siguiente ecuación.

$$\dot{m} = \rho * V * S$$

Dónde:

$\dot{m}$ : Gasto másico.

$\rho$ : Densidad del fluido.

$V$ : La velocidad final del fluido cuando este ya ha atravesado la hélice.

$S$ : Es el área de la sección de la toma de aire por donde circula el fluido.

Procederemos a reemplazar los valores en las variables de la anterior ecuación.

$$\dot{m} = 0.9375 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3} * 129.85 \frac{\text{m}}{\text{s}} * 0.013725 \text{ m}^2 = 1.670 \frac{\text{Kg}}{\text{s}}$$

Por ultimo determinaremos el número de Reynolds con la siguiente ecuación para tuberías no circulares.

$$Re = \frac{\rho * V_s (4 * R_h)}{\mu}$$

Dónde:

$Re$ : Número de Reynolds.


$\rho$ : Densidad del fluido.

$V_s$ : La velocidad final del fluido cuando este ya ha atravesado la hélice.

$R_h$ : Es el radio hidráulico de la sección de la toma por donde circula el fluido.

$\mu$ : Viscosidad dinámica del fluido (*Aire* =  $2.37 * 10^{-5} N * s/m^2$ ).

Para calcular el radio hidráulico de nuestra toma de aire, debemos utilizar la siguiente ecuación, ya que esta es para las secciones con forma trapezoidal.

 <p><b>Trapezoidal</b></p>	$R_h = \frac{(b + z * y)y}{b + 2y \sqrt{1 + z^2}}$
---	--

Para poder hallar  $z$  se puede hacer mediante la ecuación del área total geométrica de la sección de la toma de aire.

$$A = (b + zy)y$$

Donde despejando  $z$  nos quedaría esta ecuación de la siguiente forma:

$$z = \frac{\frac{A}{y} - b}{y}$$

A continuación se procede a reemplazar las variables

$$z = \frac{\frac{137.25 \text{ cm}^2}{16.5 \text{ cm}} - 8 \text{ cm}}{16.5 \text{ cm}} = 0.0192$$

Teniendo en cuenta que el valor de  $z$  es 0.0192 reemplazamos los datos en la ecuación de radio hidráulico.

$$R_h = \frac{(8 \text{ cm} + 0.0192 * 16.5 \text{ cm})16.5 \text{ cm}}{8 \text{ cm} + 2(16.5 \text{ cm})\sqrt{1 + 0.0192^2}} = 3.34 \text{ cm}$$

Como ya hemos obtenido el  $R_h$  procedemos a reemplazar este dato en la ecuación del número de Reynolds para tuberías o secciones no circulares.

Pero antes de remplazar este dato en la ecuación del número de Reynolds debemos convertir este resultado a metros.

$$3.34 \text{ cm} \left( \frac{1 \text{ m}}{100 \text{ cm}} \right) = 0.0334 \text{ m}$$

Entonces reemplazando las variables en la ecuación del número de Reynolds.

$$R_e = \frac{0.9375 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3} * 129.85 \frac{\text{m}}{\text{s}} (4 * 0.0334 \text{ m})}{2.37 * 10^{-5} \frac{\text{N} * \text{s}}{\text{m}^2}} = 665093.35$$

**Tabla 07. Se puede observar el incremento de la velocidad del aire al atravesar la hélice en diferentes rangos de velocidades de la aeronave.**

Velocidad del avión en Knot's	Velocidad del avión en m/s	RPM proporcionadas por el motor	Velocidad final del aire al atravesar la hélice	Temperatura del aceite en °F	Temperatura del aceite en °C
102,5 Knot's	52,68 m/s	2708	129,85 m/s	221,38°F	105.21°C
118,75 Knot's	61,03 m/s	2612	125,25 m/s	233,15°F	111.75°C
111,75 Knot's	57,49 m/s	2592	124,30 m/s	231,78°F	110.99°C
125,5 Knot's	64,56 m/s	2496	119,73 m/s	222,38°F	105.77°C
131,75 Knot's	67,78 m/s	2503	120,01 m/s	231,92°F	111.07°C

Fuente. Autor, bajo autorización de la Fuerza Aérea Colombina.

**Tabla 08. Se puede observar el flujo másico que atraviesa la hélice y el caudal de aire y gasto másico en la entra de aire NACA.**

Velocidad del avión en Knot's	Velocidad inducida de la hélice en su plano de rotación - m/s	Flujo másico que atraviesa la hélice	Caudal de aire en la toma de aire NACA	Gasto másico en la toma de aire NACA
102,5 Knot's	64,93 m/s	18.083 Kg/s	1.782 m³/s	1.670 Kg/s
118,75 Knot's	62,63 m/s	19.012 Kg/s	1.781 m³/s	1.611 Kg/s
111,75 Knot's	62.15 m/s	18.394 Kg/s	1.706 m³/s	1.599 Kg/s
125,5 Knot's	59.87 m/s	19,131 Kg/s	1.643 m³/s	1.535 Kg/s
131,75 Knot's	60,01 m/s	19,647 Kg/s	1.647 m³/s	1.544 Kg/s

Fuente. Autor, bajo autorización de la Fuerza Aérea Colombina.

Como se puede observar en esta tabla el aumento del flujo másico que atraviesa la hélice y el gasto másico en la toma de aire NACA, depende de la velocidad inducida de la hélice en su plano de rotación la cual es proporcional según el número de RPMS.

## 7.8 ANALISIS TERMICO DEL RADIADOR

El método utilizado fue el de “La efectividad del – NUT”, explicado en el capítulo de intercambiadores de calor de Cengel.

Dentro del procedimiento, se debe hallar el coeficiente de F.C el cual se determina teniendo en cuenta la siguiente ecuación.

**Ecuación 15.** Coeficiente total de transferencia de calor.

$$\frac{1}{U} = \frac{1}{h_i} + \frac{1}{h_o}$$

Fuente: Çengel. Yunus A. Transferencia de Calor y Masa. México: McGraw Hill, 2011. p. 672

Dónde:

$U$ : Coeficiente total de transferencia de calor.

$h_i$ : Coeficiente total de transferencia de calor interno.

$h_o$ : Coeficiente total de transferencia de calor externo.

### A continuación hallamos el coeficiente interno

Se debe hallar el número de Reynolds, utilizando la siguiente ecuación.

**Ecuación 16.** Ecuación para hallar el número de Reynolds.

$$D_h = \frac{2a * b}{a + b}$$

Fuente: Çengel. Yunus A. Transferencia de Calor y Masa. México: McGraw Hill, 2011. p. 422

Dónde:

$D_h$ : Diámetro hidráulico

$a$ : Altura

$b$ : Base

Remplazando en la ecuación anterior

$$D_h = \frac{2(2,5 * 10^{-3} m)(0,09 m)}{(2,5 * 10^{-3} m) + (0,09)} = 0,004864 m$$

Hallamos el flujo volumétrico

**Ecuación 17.** Flujo volumétrico.

$$V = \frac{\dot{m}}{\rho} = \frac{1,8 \text{ Kg/Seg}}{831,2 \text{ Kg/m}^3} = 0,002165 \text{ m}^3/\text{Seg}$$

Fuente: Çengel. Yunus A. Transferencia de Calor y Masa. México: McGraw Hill, 2011. p. 422

Dónde:

$V$ : Flujo volumétrico

$\dot{m}$ : Flujo másico asumido

$\rho$ : Densidad del fluido – Densidad SAE 50 a 115 °C. Fuente Çengel. Yunus A.

Paso siguiente hallamos la velocidad media.

**Ecuación 18.** Velocidad media.

$$V_m = \frac{V}{Ac} = \frac{0,002165 \text{ m}^3/\text{Seg}}{(0,0025 * 0,09) \text{ m}^2} = 9,6246 \text{ m/Seg}$$

Fuente: Çengel. Yunus A. Transferencia de Calor y Masa. México: McGraw Hill, 2011. p. 422

Dónde:

$V_m$ : Velocidad media

$V$ : Flujo volumétrico

$Ac$ : Área del conducto o tubería

Obtenidos estos datos procedemos a hallar el número de Reynolds.

**Ecuación 19.** Ecuación del número de Reynolds.

$$Re = \frac{V_m * D_h}{\nu} = \frac{(9,6246 \text{ m/Seg})(0,004864 \text{ m})}{0,146 * 10^{-4} \text{ m}^2/\text{Seg}} = 3206,44$$

Fuente: Çengel. Yunus A. Transferencia de Calor y Masa. México: McGraw Hill, 2011. p. 422

Dónde:

$Re$ : Número de Reynolds



$V_m$ : Velocidad media

$D_h$ : Diámetro hidráulico

$\nu$ : Viscosidad cinemática del fluido.

Dadas estas condiciones se halla el número de Nusselt, pero primero se debe hallar el factor de corrección que corresponde a:

**Ecuación 20.** Factor de fricción

$$F = (0,79 \ln R_e - 1,64)^{-2}$$

Fuente: Çengel. Yunus A. Transferencia de Calor y Masa. México: McGraw Hill, 2011. p. 441

Dónde:

$F$ : Factor de fricción

$R_e$ : Número de Reynolds

$$F = (0,79 \ln R_e - 1,64)^{-2}$$

$$F = (0,79 \ln (3206,44) - 1,64)^{-2}$$

$$F = 0,044$$

Para hallar el número de Nusselt

**Ecuación 21.** Número de Nusselt

$$N_u = \frac{\left(\frac{F}{8}\right) * R_e * P_r}{1,07 + 12,7 \left(\frac{F}{8}\right)^{0,5} (P_r^{\frac{2}{3}} - 1)}$$

Fuente: Çengel. Yunus A. Transferencia de Calor y Masa. México: McGraw Hill, 2011. p. 441

Dónde:

$N_u$ : Número de Nusselt

$P_r$ : Numero adimensional de Prandtl

$$N_u = \frac{\left(\frac{0,044}{8}\right) (3206,44) (200)}{1,07 + 12,7 \left(\frac{0,044}{8}\right)^{0,5} \left(200^{\frac{2}{3}} - 1\right)} = 76,96$$

Remplazando para hallar  $h_i$  en la siguiente ecuación

**Ecuación 22.** Coeficiente de transferencia interno es posible de hallar despejando la ecuación del número Nusselt despejando  $h_i$ .

$$h_i = \frac{K}{D} * N_u$$

Fuente: Çengel. Yunus A. Transferencia de Calor y Masa. México: McGraw Hill, 2011. p. 436

Dónde:

$D$ : Diámetro de la tubería

$K$ : Conductividad térmica

$N_u$ : Número de Nusselt

$h_i$ : Coeficiente total de transferencia de calor interno

$$H_i = \frac{0,1352 \frac{w}{m * ^\circ C} (76,96)}{0,004864} = 2138,87 \text{ w/m}^2 * ^\circ C$$

A continuación hallaremos el coeficiente externo

Condiciones del aire a 3200 m

$T_\infty$ : -5, 79°C

$\rho$ : 0,891Kg/m<sup>3</sup>

$\mu$ : 1,687 \* 10<sup>5</sup> Kg/m \* seg

$K$ : 0,0237 w/m \* °C

$P_r$ : 0,7387

Obtenidos estos datos procedemos a hallar el número de Reynolds con la ecuación 19 anteriormente descripta.

$$R_e = \frac{\left(\frac{0,891Kg}{m^3}\right) (61,91m/seg) (0,0025m^2)}{1,687 * 10^5 Kg/m * seg} = 8174,54$$

A continuación hallamos el número de Nusselt utilizando la ecuación 22, de la página 436 del libro de Çengel. Yunus A. Transferencia de Calor y Masa. México: McGraw Hill, 2011

$$Nu_U = 0,102 * Re^{0,675} * Pr^{1/3}$$

$$Nu_U = 0,102 * 8174,54^{0,675} * 0,7387^{1/3}$$

$$Nu_U = 40,33$$

Hallamos el coeficiente externo se puede calcular utilizando la ecuación del número de Nusselt promedio

**Ecuación 22.** Número de Nusselt promedio.

$$Nu_{prom} = \frac{hD}{K} \rightarrow h = \frac{Nu_{prom} * K}{D}$$

Fuente: Çengel. Yunus A. Transferencia de Calor y Masa. México: McGraw Hill, 2011. p. 436

Dónde:

$Nu_{prom}$ : Número de Nusselt promedio.

$h$ : Coeficiente externo

$K$ : Es la conductividad térmica

$D$ : Diámetro de la tubería o conducto

Reemplazando los valores en la ecuación obtenemos:

$$h = \frac{(40,33)(0,0237 \text{ w/m} * ^\circ\text{C})}{0,0025\text{m}^2} = 382,32 \text{ w/m}^2 * ^\circ\text{C}$$

Obtenidos los valores de Coeficiente externo e interno procedemos hallar el coeficiente de calor total, utilizando la ecuación número 15.

$$\frac{1}{U} = \frac{1}{h_i} + \frac{1}{h_2} \rightarrow U = \frac{1}{\frac{1}{h_i} + \frac{1}{h_0}} \rightarrow U = \frac{1}{\frac{1}{2138,37} + \frac{1}{382,32}} = 324,33 \frac{\text{w}}{\text{m}^2 * ^\circ\text{C}}$$

Después de hallar el coeficiente total, se debe hallar el NUT

### **Ecuación 23. NUT**

$$NUT = \frac{U * As}{C_{min}}$$

Fuente: Çengel. Yunus A. Transferencia de Calor y Masa. México: McGraw Hill, 2011. p. 694

Dónde:

*NUT*: Número de unidades de transferencia

*U*: Coeficiente de transferencia de calor total

*As*: Área superficial

*C<sub>min</sub>*: Razón de capacidad calorífica menor

Pero primero se determina la razón de capacidad calorífica menor, teniendo en cuenta que

$$C = \dot{m} * Cp$$

Dónde:

*C*: Capacidad calorífica

*m*: Flujo másico

*Cp*: Calor específico

Este cálculo se realiza tanto para el aire y el aceite

$$C_{aceite} = (1,8 \text{ m/seg})(2122 \text{ j/Kg} * ^\circ\text{C}) = 3819,6 \text{ w/}^\circ\text{C}$$

$$C_{aire} = (1,59 \text{ m/seg})(2122 \text{ j/Kg} * ^\circ\text{C}) = 1601,36 \text{ w/}^\circ\text{C}$$

La razón de capacidad calorífica menor es el valor más pequeño de los calculados y corresponde al *C<sub>aire</sub>*, ahora se calcula el NUT.

$$NUT = \frac{(324,33 \text{ w/m}^2 * ^\circ\text{C})(0,365)}{1601,35 \text{ w/}^\circ\text{C}} = 0,07392$$

El método del NUT, dice que la eficiencia del intercambiador de calor está dada en función de

**Ecuación 24.** Efectividad de transferencia de calor

$$\varepsilon = \frac{Q_{real}}{Q_{max}}$$

Fuente: Çengel. Yunus A. Transferencia de Calor y Masa. México: McGraw Hill, 2011. p. 694

Dónde:

$\varepsilon$ : Efectividad de transferencia de calor

$Q_{real}$ : Transferencia de calor real

$Q_{max}$ : Velocidad máxima posible de transferencia de calor

La velocidad máxima posible de transferencia de calor se puede obtener mediante la siguiente ecuación.

**Ecuación 25.** Velocidad máxima posible de transferencia de calor

$$Q_{max} = C_{min}(T_{aceite} - T_{aire})$$

$$Q_{max} = 1601,35(115^{\circ}C - (-5,49^{\circ}C))$$

$$Q_{max} = 193427,1 \text{ w}$$

Para calcular la eficiencia, hay que tener en cuenta que el intercambiador es de flujo cruzado, y los fluidos no se mezclan, en la página 694 del libro de Transferencia de Calor y Masa, la ecuación que podemos utilizar es la siguiente.

$$\varepsilon = 1 - \exp\left\{\frac{NUT^{0,22}}{C}(\exp(-NUT^{0,78} - 1))\right\}$$

La única variable que falta por hallar es  $c$  que corresponde a

$$c = \frac{C_{min}}{C_{max}} \rightarrow c = \frac{1601,35}{3819,6} = 0,4187$$

Reemplazando

$$\varepsilon = 1 - e^{\left(\frac{0,07392^{0,22}}{0,4187}\right)}(e^{(-0,4187(0,07392^{0,78}-1)}) = 0,069489$$

Para hallar la temperatura de salida, tenemos que  $\dot{Q}$  es la transferencia de calor de los dos fluidos es decir.

$$\dot{Q}_{aceite} = \dot{m} C_p (T_{Entrada} - T_{Salida}) \text{ y } \dot{Q}_{aire} = \dot{m} C_p (T_{salida} - T_{Entrada})$$

Para hallar  $\dot{Q}$ , debemos despejar y remplazar en la siguiente ecuación

$$\varepsilon = \frac{\dot{Q}}{Q_{Max}} \rightarrow \dot{Q} = \varepsilon * Q_{Max}$$

Remplazando:

$$\dot{Q}_{Max} = (0,06948)(193427,1)(10) = 134882,05 \text{ w}$$

Procedemos hallar las temperaturas de salida para el aceite:

Para el aceite

$$T_{Salida \text{ de aceite}} = T_{Entrada} - \frac{\dot{Q}}{\dot{m} C_p}$$

$$T_{Salida \text{ de aceite}} = 115^\circ C - \frac{134882,05}{(1,8)(2,22)} = 79,68^\circ C$$

Para el aire

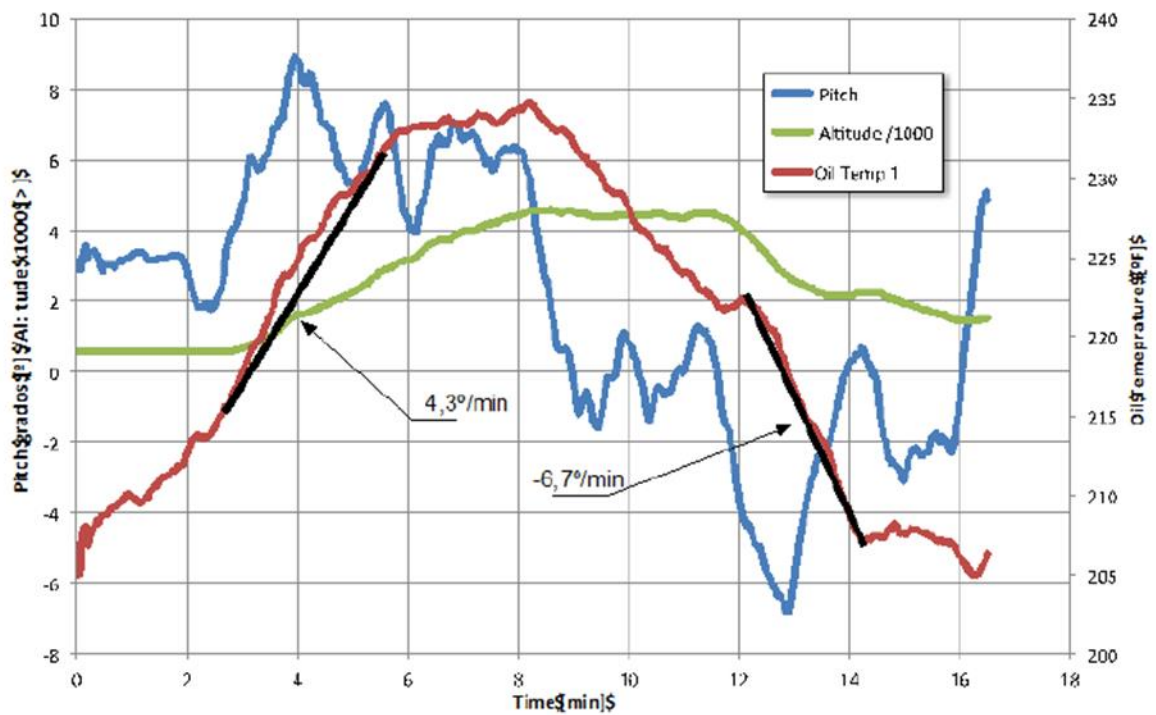
$$T_{Salida \text{ del aire}} = T_{entrada} + \frac{\dot{Q}}{\dot{m} C_p}$$

$$T_{Salida \text{ del aire}} = -5,79^\circ C + \frac{134882,05}{(1,59)(1006)} = 78,53^\circ C$$

**- Análisis gráfico de los datos obtenidos del vuelo de la aeronave T -90 Calima con la implementación de la entrada NACA.**

Para verificar la efectividad de la entrada NACA se configuro el sistema de “Data Logger” del D-180 en el avión matrícula 2443, a continuación se muestran los datos grabados antes de instalar la toma de aire NACA en carenaje del motor y después de la modificación de esta.

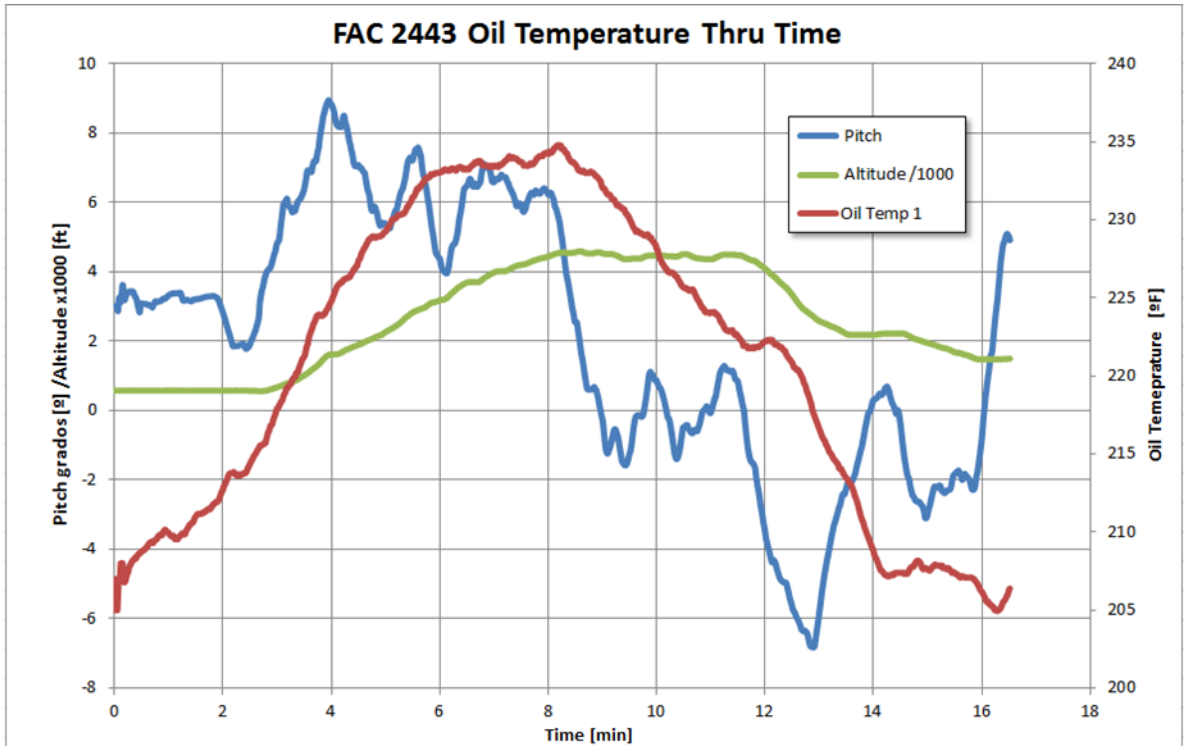
**Figura 43.** Datos de indicación de la alta temperatura antes de instalar la toma de aire NACA.



Se puede ver en la gráfica 01. Que el aumento de temperatura es de 4.3 grados por minuto y la disminución de temperatura es de -6.7 grados por minuto, lo que quiere decir que para vuelo en crucero la temperatura disminuía pero no lo suficiente, en ese momento el problema podría ser que la entrada de aire no fuese suficiente o que el flujo de aire hacia el radiador no fuese suficiente para disipar la calor, por eso se tomó la decisión de hacer una toma de aire NACA adicional.

En la siguiente grafica se puede observar la disminución de la temperatura después de haberse instalado la toma de aire NACA.

**Grafica 44.** Datos de indicación de la temperatura después de instalar la toma de aire NACA.



Se puede observar que la disminución de temperatura llego a -6.8 grados por minuto, esto significa que el tamaño y la disipación de energía del radiador es suficiente. En la gráfica anterior se puede apreciar que temperatura se mantiene casi constante, excepto cuando baja la altitud casi al final de la gráfica. En esta la temperatura máxima registrada fue de 205 grados, lo que es arco amarillo.

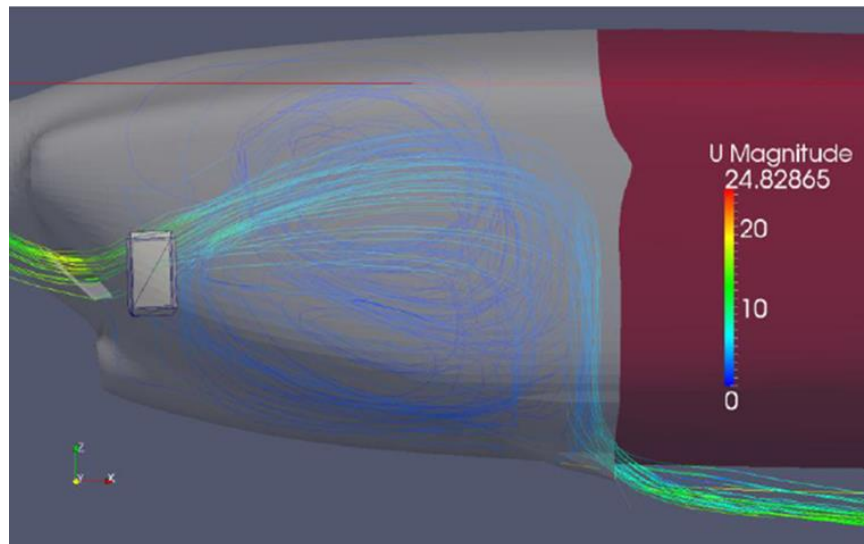
La temperatura óptima del motor debe ser de 184 grados y la mayoría del tiempo esta se mantuvo entre 180 y 205 grados, lo cual es óptimo para el funcionamiento del motor según el fabricante.



## 7.9 SIMULACIÓN EN BLENDER PARA LA VISUALIZACIÓN DEL FLUJO DEL AIRE EN EL INTERIOR DEL COWLING.

Después de determinar las áreas de entrada y de salida, como la nueva posición del radiador con P/N: P20005C, se procede a realizar una simulación en un software de CFD para visualizar el flujo a través del motor y del carenaje del avión. La simulación se realizó a la velocidad de crucero del Calima T-90 y al ángulo de crucero.

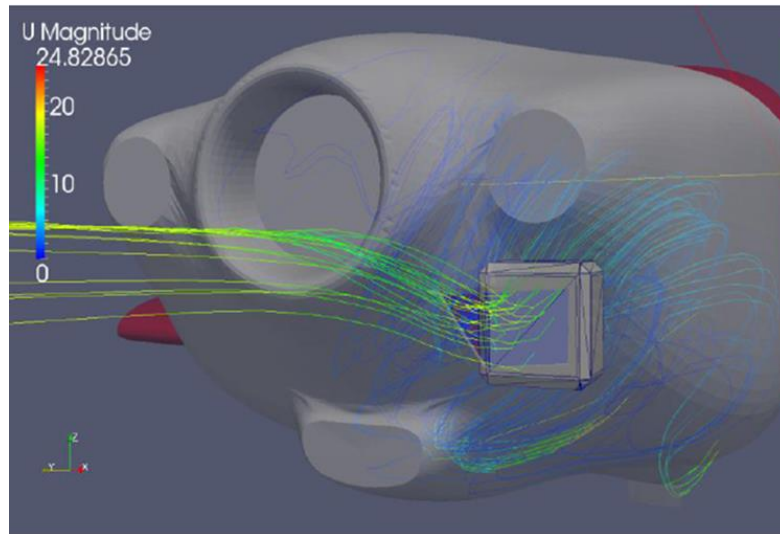
**Figura 45. Muestra el comportamiento de la corriente de aire, cuando esta entra por la toma de aire tipo NACA y sale por las aberturas que se encuentran en el cowling inferior.**



Fuente. Autor, bajo autorización de la Fuerza Aérea Colombina.

Las líneas vectoriales representan el caudal de aire entrante por la toma, con esto se pretende demostrar la efectividad del sistema instalado. Además permite ver el estancamiento parcial que se produce por el volumen del motor.

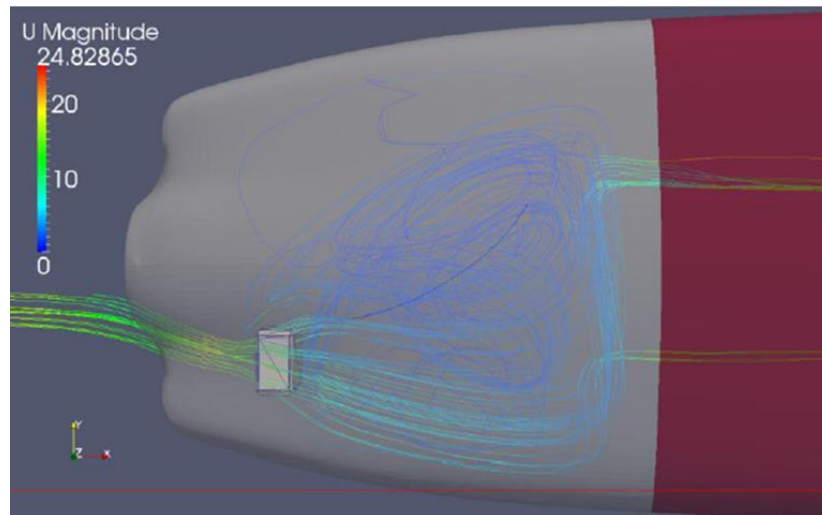
**Figura 46. Muestra el comportamiento de la corriente de aire cuando esta atraviesa la hélice y entra en la toma de aire tipo NACA.**



Fuente. Autor, bajo autorización de la Fuerza Aérea Colombina.

Las líneas frontales representan el flujo de aire siendo acelerado por la velocidad de vuelo de la aeronave y la hélice, la cual empuja al aire impacto sobre la cara frontal del radiador P/N P20005C. Cabe recalcar que la geometría de la entrada de aire tiene un área similar al área frontal al radiador P/N P20005C.

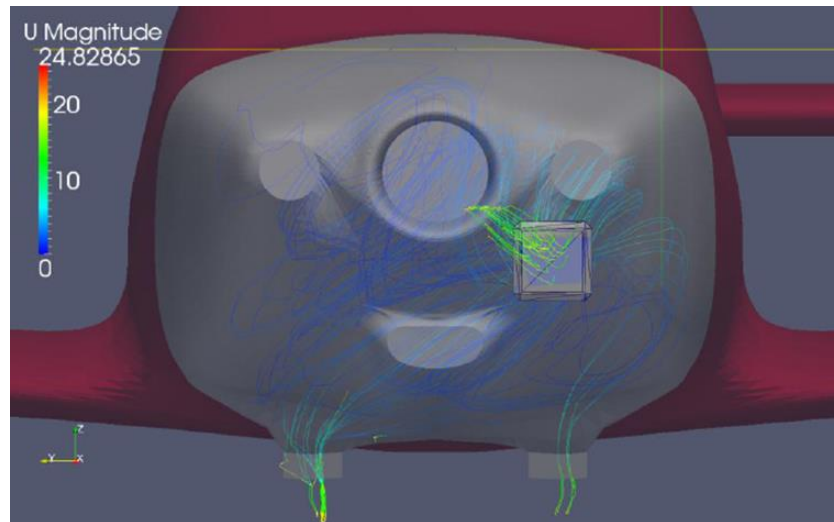
**Figura 47. Se aprecia el comportamiento del aire en el interior del cowling y se aprecia el estancamiento parcial de este por el volumen del motor.**



Fuente. Autor, bajo autorización de la Fuerza Aérea Colombina.

La salida del aire caliente que entra por la rejilla del radiador con P/N: P20005C sale por las aberturas laterales inferiores de la aeronave así mismo se puede observar que una gran parte del flujo que ingresa al cowling se estanca en el área del motor, pero aun así esto ayuda a mantener la temperatura de cabeza de cilindro del motor.

**Figura 48. Se puede observar el aire cuando este pasa a través del área efectiva del radiador extrayendo el calor del lubricante y se observa que cuando el flujo de aire sale del interior del cowling al ambiente.**



Fuente. Autor, bajo autorización de la Fuerza Aérea Colombiana.

Para esta simulación solo se tomó en cuenta el corte realizado en el cowling para la refrigeración del radiador P/N P20005C, por lo cual la temperatura del motor no es totalmente dependiente de esta simulación, ya que existen otras cuatro (4) entradas para dicha necesidad.

## 7.10 CAMBIO EN EL PESO Y BALANCE

De acuerdo a las siguientes tablas que se anexa de peso y balance de la aeronave T-90 calima, no existen cambios significativos en el centro de gravedad de la aeronave.

**Tabla 09. Muestra el cálculo del peso y balance de la aeronave T-90 Calima.**

DATA SHEET WEIGHT AND BALANCE CALIMA T-90		MAC 17.5% - 27.5 %	C.G FORWARD	C.G AFTER
FECHA	FAC No. 2443	SERIE No.	PESADO EN: CAMAN	

COMPONENTE	WEIGHT	ARM	MOMENT	CG
NOSE GEAR	351.00000	45.55	15988.05	
MAIN GEAR LH	607.66660	99.17	60262.29672	
MAIN GEAR	595.33330	99.17	59039.20336	
RADIATOR SUPPORTS	4.2064	68,5	288.1384	
EMPTY WEIGHT	1558.2063	312.39	135577.6885	87.008818

Fuente. Autor, bajo autorización de la Fuerza Aérea Colombina.

Peso original de la aeronave sin modificación alguna en su estructura o equipos abordos: 1554 lb.

Peso de los soportes: 4.2064 lb.

Peso con los soportes: 1558.206 lb.

$$\text{Porcentaje de aumento de peso} = \frac{4.2064 \text{ lb} * 100\%}{1554 \text{ lb}} = 0.0027 \%$$

Porcentaje de aumento del peso es de 0.0027%

Para calcular el centro de gravedad de la aeronave se utiliza la siguiente ecuación.

$$C.G = \frac{TOTAL MOMENTO}{TOTAL PESO}$$

Reemplazando las variables

$$C.G = \frac{135577.6885}{1558.2063 \text{ lb}} = 87.008818$$

La aeronave con la antigua posición del radiador tiene un peso total de 1554 lb y su centro de gravedad está situado a 87.05829 pulgadas. Cuando se instalaron los soportes en la nueva posición del radiador el peso de la aeronave aumento 1558.2063 lb y su nuevo centro de gravedad estará situado 87.008818 pulgadas el cual está dentro de los límites dados por el fabricante Lancair International, Inc.

Las ecuaciones anteriores fueron obtenidas de manual de podrecimiento para el cálculo de peso y balance en aeronaves y helicópteros o también conocido como FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION-FAA. Aircraft Weight and Balance Handbook. FAA-H-8083-1A. Oklahoma City: FAA, 2007. 97 p.

## **8. ORDEN DE INGENIERÍA**

El presente trabajo de grado tiene como uno de sus objetivos entregar una orden de ingeniería a la fábrica de aviones T-90 Calima ubicada en el Comando Aéreo de Mantenimiento. Esta orden de ingeniería contiene los siguientes ítems.

- Descripción del problema de la alta temperatura en el interior del radiador así como sus causas.
- Propuesta de ingeniería para la solución de la problemática presentada en la aeronave por las altas temperaturas en el aceite lubricante al salir del radiador.
- Diseño y paso a paso del proceso de fabricación del conjunto de soportes metálicos para la nueva posición del radiador
- Determinar un procedimiento técnico para el cambio de posición del radiador de la aeronave.
- Determinar un procedimiento técnico para la implementación de una toma de aire tipo NACA en el cowling inferior de la aeronave.
- Determinar un procedimiento técnico para el mantenimiento de los soportes metálicos para la nueva posición del radiador y el mantenimiento de este mismo.
- Planos de los diseños de los soportes para la nueva posición del radiador.

## **9. CONCLUSIONES**

- Durante la inspección visual del motor y sus componentes, se pudo determinar, que la posición del radiador detrás del cilindro número cuatro, es la principal causa del calentamiento del aceite utilizado para la refrigeración del motor y la lubricación de los componentes de este mismo, ya que al estar detrás del cilindro y a la misma altura, el radiador no está expuesto a una corriente de aire libre y fresca.
- Para solucionar la problemática del calentamiento del aceite utilizado para la refrigeración del motor y para la lubricación de los componentes de este mismo, se realiza el cambio de posición del radiador hacia la parte inferior del motor.
- Se decidió implementar una toma de aire tipo NACA, cuyo objetivo es garantizar una corriente de aire limpia y fresca para ser utilizada en la refrigeración de los tubos internos del radiador por donde circula el aceite lubricante.
- La implementación de esta toma de aire tipo NACA no influyó negativamente en la aerodinámica del cowling inferior de la aeronave.
- Durante los vuelos de prueba registrados en la orden de ingeniería se puede observar que la implementación de esta toma de aire tipo NACA contribuyó con la disminución de la temperatura del aceite lubricante en un 45 por ciento.

## **BIBLIOGRAFIA**

CUESTA Martin. Vuelo con motor alternativo. Componentes fundamentales del motor. Madrid: Paraninfo, 1998. 362 p.

OÑATE, Jorge. Conocimientos del avión. Motores Alternativos. Madrid: Paraninfo, 2003. 1035 p.

BRUTTING, Georg. Manual aeronáutico para el piloto. Madrid: Paraninfo, 1985.360p.

PARERA, Albert Martí. Elementos de ventilación y calefacción. Sistemas de seguridad y confort en vehículos automóviles Edit. Boixareu. Primera edición año 2000. 175 p.

YUNUS A. Çengel. Transferencia de Calor y Masa – Intercambiadores de calor. México: Mc Graw Hill, 2011. 945 p.

INCROPERA. Frank P y DE WITT. David P. intercambiadores de calor. Fundamentos de transferencia de calor Edit. Pearson Educación. Cuarta edición año 1999. 886 p.

LELAND M. Nicolai y GRANT E. Carichner. Fundamentals of Aircraft and Airship Desing. Virginia: AIAA Education, Series 2010. 881p.

KIMBERLIN. Ralph D. Flight Testing of Fixed-wing Aircraft. Virginia: AIAA Education Series, 2003. 441p.

FAA. Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge. Chapter 06. Aircraft Systems. 2012.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION-FAA. Aircraft Weight and Balance Handbook. FAA-H-8083-1A. Oklahoma City: FAA, 2007. 97p.

INSTITUTO COLOMBIANO DE NORMAS TÉCNICAS Y CERTIFICACIÓN. Trabajos escritos: presentación y referencias bibliográficas. Sexta actualización. Bogotá: ICONTEC, 2008. 110 p